

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE DE BLIDA

DEPARTEMENT AERONAUTIQUE

I.A.B

04/02/08  
11/1/08  
EXA



Mémoire pour L'obtention du diplôme des études universitaire appliquée

Option : Structure

Thème

**ETUDE DESCRIPTIVE ET TECHNOLOGIQUE DU  
STABILISATEUR VERTICAL  
DE L'A330-200**

Présenté par :

M<sup>r</sup> : BOULAHOUACHE  
NOUREDDINE

Dirigé par :

M<sup>r</sup> : GHERROUS.M

Promotion : 2007/2008

*\*Nous remercions dieu qui nous a donné la patience, le courage et la force de terminer cette mémoire.*

*\*je remercie également M<sup>r</sup> GHERROUS qui ma suivi, guidé et aidé durant mes études.*

*\*je remercie très fort « bouchibi , Aouinine, derradj et brahimi». qui n'a jamais hésiter de travailler avec moi et de ma consolider à faire du bon travail.*

## **Dédicace**

**\*Je dédie ce travail**

**\*A celle qui a toujours su m'encourager lors de ma faiblesse.**

**\*A celle qui ma tout donné et rien laisser pour elle.**

**\*A la source de tendresse.**

**\*A ma très chère maman , je dédie ce travail.**

**\*A mon père qui ma toujours soutenu et aide le long de mes études, qui ma arroser de tant d'amour en me voyant grandir, merci mon père.**

**\*A tous les étudiants de l'université spécialement Aéronautique ( ASSIA, FARHAT, DJAFEL, SAHIR,BENTHIKOU,OUAZA, LHADJE,ASMA,MOURAD,KARIM,HASSAN)**

**\*A tous mes oncles et mes tantes.**

**A tous ceux je dédie cet humble travail.**

## Dédicace

**\*Je dédie ce travail**

**\*A celle qui a toujours su m'encourager lors de ma faiblesse.**

**\*A celle qui ma tout donné et rien laisser pour elle.**

**\*A la source de tendresse.**

**\*A ma très chère maman, je dédie ce travail.**

**\*A mon père qui ma toujours soutenu et aide le long de mes études, qui ma arroser de tant d'amour en me voyant grandir, merci mon père.**

**\*A tous les étudiants de l'université spécialement  
Aéronautique  
(ASSIA, FARHAT, DJAFEL, SAHIR, BENTHIKOU,  
OUAZA, LHADJE, ASMA, MOURAD, KARIM,  
HASSAN)**

## SOMMAIRE

<i>Introduction</i> .....	1
<b>Chapitre 1 : Généralité sur l'airbus A300-200</b>	
<i>1.1. Historique de l'avion A 330-200</i> : .....	2
<i>1.2. Le fuselage</i> .....	5
<i>1.2.1. généralité</i> .....	5
<i>1.2.2. Description du fuselage</i> .....	6
<b>1.3. Aile</b> .....	10
<i>1.3.1. Généralité</i> .....	10
<i>1.3.2. Description de l'aile</i> .....	12
<b>1.4. Stabilisateurs</b> .....	16
<i>1.4.1. Généralité</i> .....	16
<i>1.4.2. Stabilisateur horizontal</i> .....	16
<i>1.4.2.1. Généralité</i> : .....	16
<b>Chapitre II : Etude Générale du stabilisateur vertical</b>	
<b>II.1. Empennages et gouvernes</b> : .....	19
<i>II.1.1. Généralités</i> : .....	19
<i>II.1.2. Les efforts appliqués sur l'empennage vertical</i> : .....	19
<b>II.2. Stabilisateur vertical</b> : .....	19
<i>II.2.1. Généralité</i> : .....	19
<b>II.3. Conception de la dérive</b> : .....	21
<i>II.4.2. Conception de la gouverne de direction</i> : .....	22
<i>II.4.1. Généralités</i> : .....	22
<b>II.4. Renseignements sur la gouverne de direction</b> : .....	23
<b>Chapitre III : Etude technologique et fonctionnelle du stabilisateur vertical</b>	
<b>III.1. Méthode de fabrication de la gouverne de direction</b> : .....	26
<b>III.2. Registres de fabrication de la gouverne de direction</b> : .....	26
<b>III.3. Modifications relatives à la gouverne de direction</b> : .....	26
<b>III.4. Circuit de commande de la gouverne de direction</b> : .....	27
<i>III.4.1. Composants du circuit de commande de la gouverne de direction</i> :	27
<i>III.4.2. Fonctionnement du circuit de commande de la gouverne de direction</i> :	27
<i>III.4.3. Description du roulis hollandai</i> .....	28
<i>III.4.4. Formation portant sur le redressement en cas de roulis hollandais</i> .....	29

<i>III.4.5. Documentation de bord.....</i>	30
<b>III.5. Essais et recherches : .....</b>	<b>30</b>
III.5.1. Généralités .....	30
III.5.2. Examen de deux gouvernes de direction semblables.....	30
III.5.3. Mesure de la rigidité des stratifiés .....	30
<b>III.5.3.1. Description du test ELCH.....</b>	<b>30</b>
<b>III.5.3.2. ELCH 1-Examen complet par grilles de 24 gouvernes de direction de conception similaire : .....</b>	<b>30</b>
<b>III.5.3.3. ELCH 2-Examen effectué sur certaines gouvernes de direction .....</b>	<b>31</b>
III.5.4. Examen subi par d'autres gouvernes de direction .....	31
III.5.5. Programme portant sur la contamination par des liquides .....	33
III.5.6. Essais de résistance aux chocs .....	34
III.5.7. Essais en laboratoire des restes de la gouverne de direction .....	34
<b>III.5.7.1. Généralités : .....</b>	<b>34</b>
<b>III.5.7.2. Collage entre le nid d'abeilles et les feuilles de surface .....</b>	<b>35</b>
<b>III.5.7.3. Collage au niveau du profilé en Z .....</b>	<b>35</b>
<b>III.5.7.4. Collage inter laminaire entre les couches de feuilles de surface .....</b>	<b>36</b>
<b>III.5.7.5. Collage de jonctio .....</b>	<b>36</b>
<b>III.5.7.6. Type de résine .....</b>	<b>36</b>
<b>III.5.7.7. Polymérisation des résines.....</b>	<b>36</b>
<b>III.5.7.8. Remplacement des plaques de protection contre la foudr .....</b>	<b>36</b>
<b>III.5.7.9. Particules de peinture au niveau du profilé en Z .....</b>	<b>36</b>
<b>III.5.7.10. Dommages causés par une explosion .....</b>	<b>37</b>
III.5.8. Essais sur double éprouvette en porte-à-faux (DCB) .....	37
III.5.9. Propagation du décollement .....	37
<b>III.5.9.1. Éléments d'information concernant les gouvernes de direction AFRP de conception antérieure : .....</b>	<b>37</b>
<b>III.5.9.2. Effets de la température : .....</b>	<b>37</b>
<b>III.5.9.3. Essais de cycles de fonctionnement sous vide : .....</b>	<b>38</b>
III.5.10. Analyse des vibrations aéroélastiques .....	38
<b>III.5.10.1. Analyse d'un événement dynamique : .....</b>	<b>39</b>
<a href="http://www.tsb.gc.ca/fr/reports/air/2005/a05f0047/a05f0047_sec2.asp">http://www.tsb.gc.ca/fr/reports/air/2005/a05f0047/a05f0047_sec2.asp</a> - top	
<b>III.5.10.2. Méthode d'analyse : .....</b>	<b>39</b>
<b>III.5.10.3. Analyse de référence.....</b>	<b>40</b>

<i>III.5.10.4. Scénarios de rupture</i> .....	40
<i>III.5.10.5. Synthèse des analyses portant sur les vibrations aéroélastiques</i> .....	43
<i>III.5.11. Analyse des vibrations aéroélastiques dans le domaine temporel</i> .....	43
<i>III.5.11.1. Généralité</i> .....	43
<i>III.5.11.2 Méthode d'analyse</i> .....	43
<i>III.5.11.3. Résultats</i> .....	44
<b>III.6. Commandes de vol</b> .....	45
III.6.1. Généralités .....	45
III.6.2. Commande de vol mécanique directe.....	46
III.6.3. Efforts dans les commandes.....	46
III.6.4. La servo-commande.....	47
<b>III.6.4.1. Généralité</b> .....	47
<b>III.6.4.2. Servo-commande A 330</b> .....	48
III.6.5. Commande de direction .....	49

## **Chapitre IV : Maintenance**

<i>IV.1. Maintenance aéronautique</i> :.....	50
<i>IV.1.1. Généralité:</i> .....	50
<i>IV.1.1.1. Objectifs de la maintenance aéronautique</i> :.....	50
<i>IV.1.1.2. Mode de la maintenance aéronautique</i> :.....	51
<i>IV.1.1.3. politique de la maintenance aéronautique</i> : .....	51
<i>IV.1.1.4. Évolution des modes de la maintenance aéronautique</i> :.....	52
<i>IV.1.2. le manuel de la maintenance</i> .....	53
<i>IV.1.3. Contenu de manuel</i> .....	53
<b>IV.1.4. maintenance programmée..</b> .....	53
<i>IV.1.4.1. Les visites</i> .....	53
<i>IV.1.4.2. Documentation de la maintenance préventive</i> .....	55
<i>IV.1.4.3. Les inspections programmées</i> .....	56
<i>IV.1.5. Maintenance non programme</i> .....	56
<i>IV.1.5.1. Navigabilité individuelle</i> .....	56
<i>IV.1.5.2. Navigabilité de type</i> .....	56

<i>IV.1.5.3. Documentation de la maintenance curative</i> .....	57
<i>IV.1.5.4. Recherche dépannes informatisées à partir des systèmes embarque</i> .....	57
<i>IV.2. Dommages du stabilisateurs vertical</i> .....	60
<i>IV.2.1. Dommages à la dérive</i> .....	60
<i>IV.2.1.1. Généralités</i> .....	60
<i>IV.2.1.2. Raccords de fixation principale</i> .....	60
<i>IV.2.1.3 Bras d'articulation</i> .....	61
<i>IV.2.2. Dommages à la gouverne de direction</i> .....	63
<i>IV.2.2.1 Généralités</i> .....	63
<i>IV.2.2.2 Description détaillée des dommages à la gouverne de direction</i> .....	64
<i>Conclusion</i> .....	69

## LISTE DES FIGURES :

Figure III.5 :Scénarios de décollement étudiés lors de l'analyse des vibrations électroaérodynamiques.....	40
Figure III.6. Réaction caractéristique aux charges démontrée par l'analyse des vibrations électroaérodynamiques dans le domaine tempore.....	44.
Figure III.7. les axes de référence de l'avion.....	46
Figure III.8. : Schéma de principe de commande de direction.....	46
figure III.9.la courbe d'effort en fonction de braquage gouverne .....	47
Figure III.10. servo-commande.....	48
Figure III.11. servo-commande A330-200.....	48
Figure III.12 : commande de direction.....	49
<b>ChapitreIV :</b>	
Figure (IV .1) : objectif de la maintenance aéronautique.....	50
Figure(IV.2) ; modes de la maintenance aéronautique.....	51
Fig. :(IV .3.) : politique de la maintenance aéronautique.....	52
Figure (IV.4): onboard maintenance system (OMS).....	59
Figure.IV.5 : Dépose de la dérive et vue de l'emplacement des raccords de fixation principale .....	60
Figure.IV.6:Vue de la dérive et des restes de la gouverne de direction - côté gauche.....	63
FigureIV.7 : Vue de la dérive et des restes de la gouverne de direction - côté droit.....	66

## LISTE DES FIGURES :

### Chapitre I :

Figure I.1 : Structure d'avion A330-200.....	3
Figure I.2 : Dimension du l'avion A330-200.....	4
Figure I.3 : Structure de fuselage.....	6
Figure I.4 : Composants du fuselage.....	8
Figure I.5 : Système d'armature.....	9
Figure I.6: Structure de l'aile.....	11
Figure I.7 : Plan central.....	11
Figure I.8 : Aile externe (arrangement général).....	15
Figure I.9 : Endroit des nervures et longeron.....	15
Figure I 10 : Stabilisateurs.....	17
Figure I.11 : Plan horizontal réglable(THS).....	18

### Chapitre II :

Figure II.1 : Stabilisateur vertical.....	20.
Figure II.2 : Vue éclatée de la dérive.....	22
Figure II.3 : Schéma détaillé d'un bras d'articulation.....	22
Figure II.4 : Schéma de la gouverne de direction.....	23
Figure II.5 : Structure du panneau latéral de la gouverne de direction.....	24
Figure II.6 : Schéma détaillé des ferrures d'articulation de la gouverne de direction.....	25

### Chapitre III :

Figure III.1 :Nid d'abeilles de l'avion numéro de série 361 présentant des taches causées par l'infiltration de liquide hydraulique.....	32
Figure.III.2 :Accumulation de liquide dans la gouverne de direction de l'avion numéro de série 701.....	33
Figure III.3 : Pression de collage insuffisante près du profilé en Z.....	35
Figure III.4 : Propagation des dommages après un cycle de fonctionnement sous vide (gouverne de direction de l'avion numéro de série 361).....	38

## LISTE DES TABLEAUX

Tableau III.1 : les gouvernes et leur association avec les axes de références .....	45
Tableau III.2. efforts dans les commandes.....	47

## *INTRODUCTION*

---

L'avion A330-200 est un biréacteur gros porteur, moyen et longue-courrier, il bénéficie des technologies les plus modernes et notamment des commandes de vols électrique. Airbus a choisi de l'équipe de moteurs générale. Electric CF6-80<sup>E1</sup> développe en coopération avec Snecma.

Ce mémoire comporte quatre chapitres classé comme suite :

Chapitre 1 : Généralité sur l'avion.

Ce chapitre présent des généralités sur l'avion A330-200 ou nous avons défini son historique, Ses caractéristiques ainsi qu'une description générale de sa structure.

Chapitre 2 : description générale du stabilisateur vertical.

Ce chapitre présente une étude générale du stabilisateur vertical de l'A 330-200 ainsi que les différents types d'assemblage des pièces.

Chapitre 3 : étude technologique et fonctionnelle du stabilisateur vertical.

Ce chapitre présente une étude détaillée de chaque élément de la structure et la méthode de sa conception, sa construction et son fonctionnement.

Chapitre 4 : maintenance.

Ce dernier chapitre présent des généralités sur la maintenance structurale de la 330-200. Il présente aussi les dommages possibles du stabilisateur vertical.

# CHAPITRE I

+ - **I.1. Historique de l'avion A 330-200 :**

L'Airbus A330 est un avion de ligne long-courrier de grande capacité construit par l'avionneur européen Airbus. Il partage son programme de développement avec l'Airbus A340 avec la différence qu'il s'attaque directement au marché des avions biréacteurs.

L'A330 partage avec cet appareil le fuselage et les ailes, fuselage qui lui-même est en grande partie emprunté à l'Airbus A330 tout comme le cockpit dont la conception est partagée avec l'A320.

En Mai 2006, un total de 574 A330 ont été commandés dont 413 déjà livrés.

L'A330-200 fut présenté au public le 31 Mars 1992, il réalise son premier vol durant le mois de Novembre de la même année.

**Caractéristiques techniques de l'AIRBUS A 330-200 :**

**Type d'avion :** Avion de ligne

**Constructeur :** Airbus

**Année de premier vol :** 1992

**Equipage :** 2 pilotes + équipage commercial

**Envergure :** 60,304m

**Longueur :** 58,8m

**H auteur :** 17,40m

**Surface des ailes :** 361,63m<sup>2</sup>

**Diamètre du fuselage :** 5.64m

**Masse à vide :** 120000 Kg

**Masse maximale au décollage :** 233000Km

**Vitesse de croisière :** 480 Nœuds – Mach 0,82 (environ 888 Km/h)

**Vitesse Max :** 492 Nœud – Mach 0,85 (environ 911 Km/h)

**Poussée unitaire :** 303-320 KN

**Plafond opérationnel :** 41100 Ft (environ 12530m)

**Capacité :** 253 à 406 passagers

**Motorisation :** 2réacteurs générale électrique CF6-80 E1 de 32700 kg de poussée (66870 Lbs).

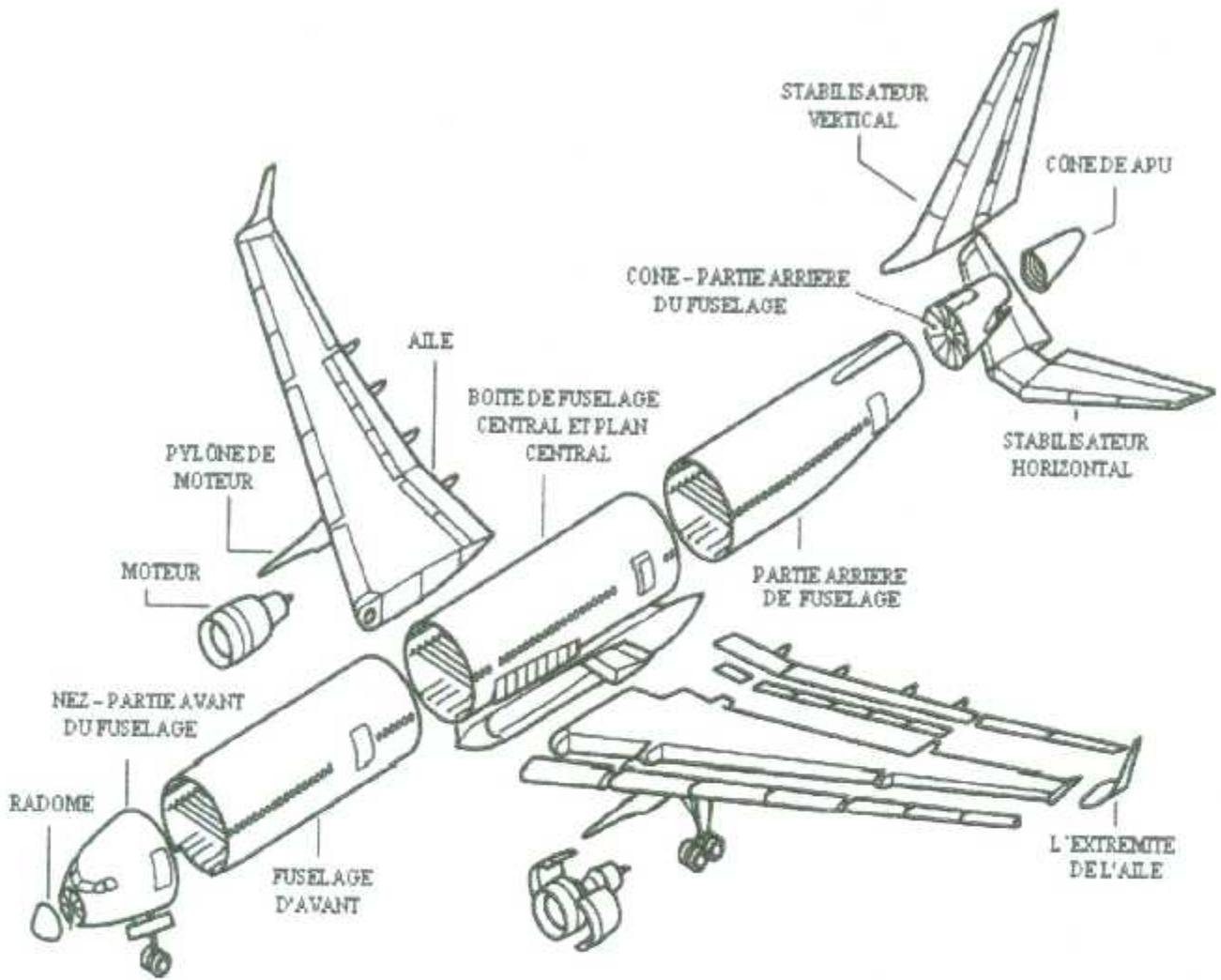


Figure 1.1 : Structure d'avion A330-200.

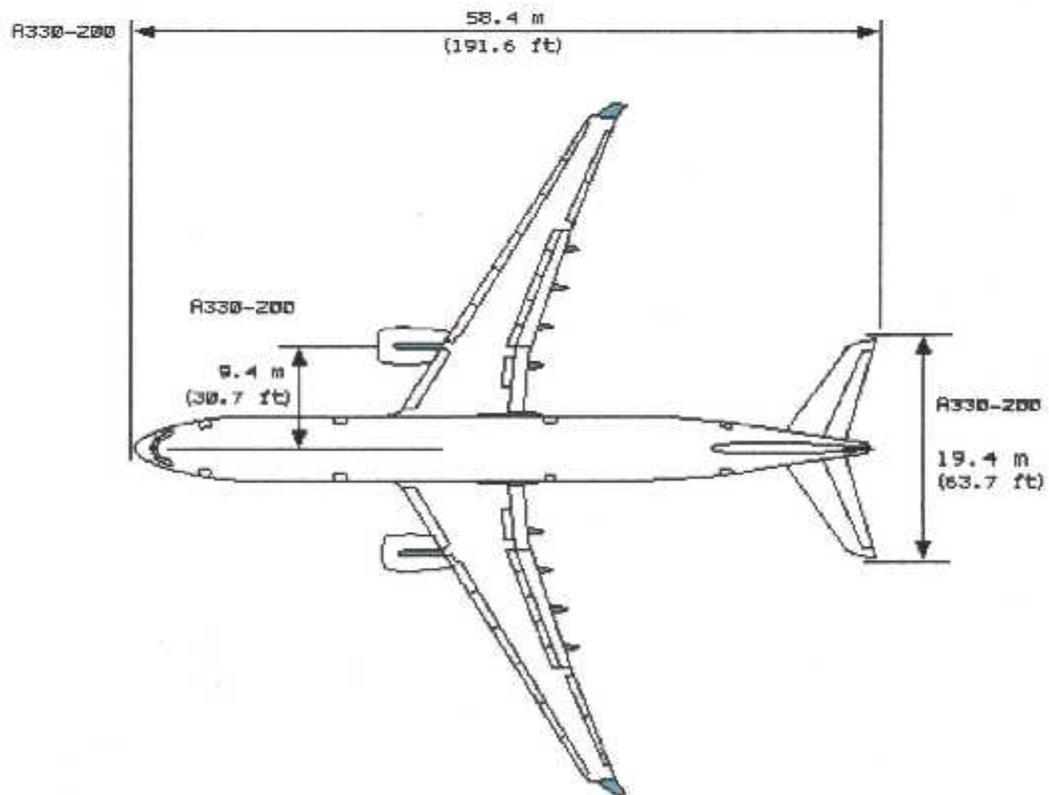
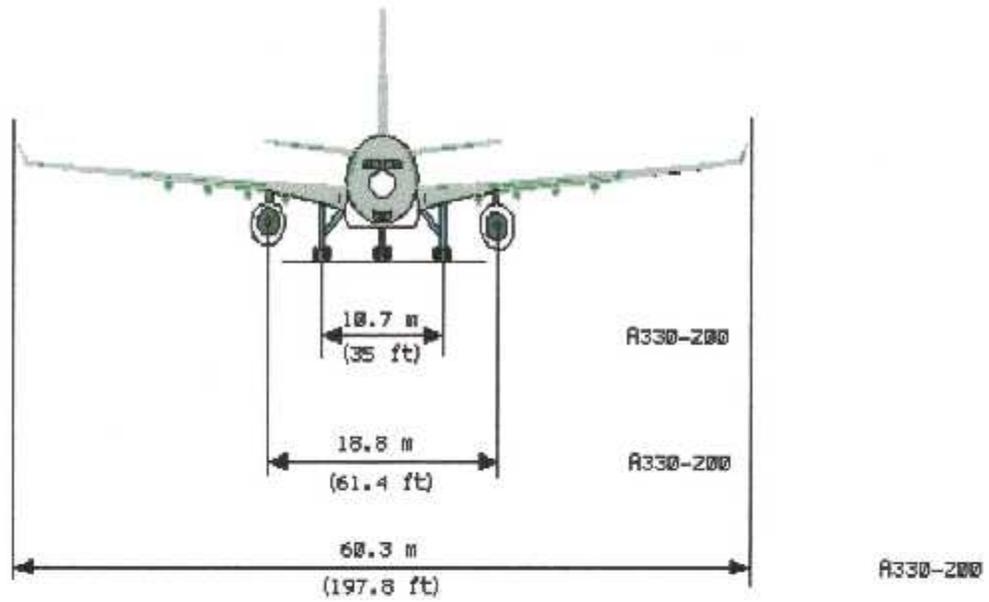


Figure I.2 : Dimension du l'avion A330-200.

## ***1.2. Le fuselage :***

### ***1.2.1. généralité :***

Le fuselage constitue la structure principale de l'avion et ses fonctions sont extrêmement variées. Il contient les passagers, le fret, les équipements électroniques de navigation et de communication, les circuits mécaniques, électriques, hydrauliques ou pneumatiques des commandes et les canalisations des systèmes de conditionnement d'air, parfois il supporte ou contient les moteurs et le train d'atterrissage.

Le fuselage d'avion est soumis au cours du vol à de multiples et nombreux efforts :

- Efforts de flexion (verticale et horizontale)
- Efforts de torsion
- Efforts de résistance à la pressurisation
- Efforts localisés (impact à l'atterrissage)

La structure est constituée de cadres soit usinés appelés cadre fort soit de cadres pliés ou cadres tollés reliés par des lisses et des pièces de renforts notamment dans les zones où les efforts sont importants comme par exemple l'accrochage du train d'atterrissage (voir figure 1.3)

#### ***A. Les couples (cadres) :***

Les couples sont les éléments transversaux qui donnent la forme extérieure du fuselage. Ils assurent la rigidité transversale, ils sont aussi rapprochés les uns des autres que possible, ils sont numérotés par ordre croissant de l'avant vers l'arrière.

#### ***B. Les lisses :***

Les lisses sont les éléments longitudinaux nommés raidisseurs du revêtement. Leur nombre est variable d'un avion à un autre. Elles sont fixées au revêtement :

- \* Par collage dans les zones de faibles contraintes.
- \* Par rivetage dans les zones de fortes contraintes ou par les zones soumises à la corrosion (partie inférieure du fuselage).

#### ***Matériaux employés :***

- \* Duralumin AU4G1 dans la partie supérieure (Traction).
- \* Zicral AZ5GU dans la partie inférieure (compression).

#### ***C. Le revêtement :***

Le revêtement est un revêtement travaillant, constitué en général de panneaux préconstitués, assemblés par rivetage, collage ou soudage sur les couples.

#### ***Matériaux employés :***

- \* Duralumin AU4G1 dans la partie supérieure (Traction).
- \* Zicral AZ5GU dans la partie inférieure (compression).

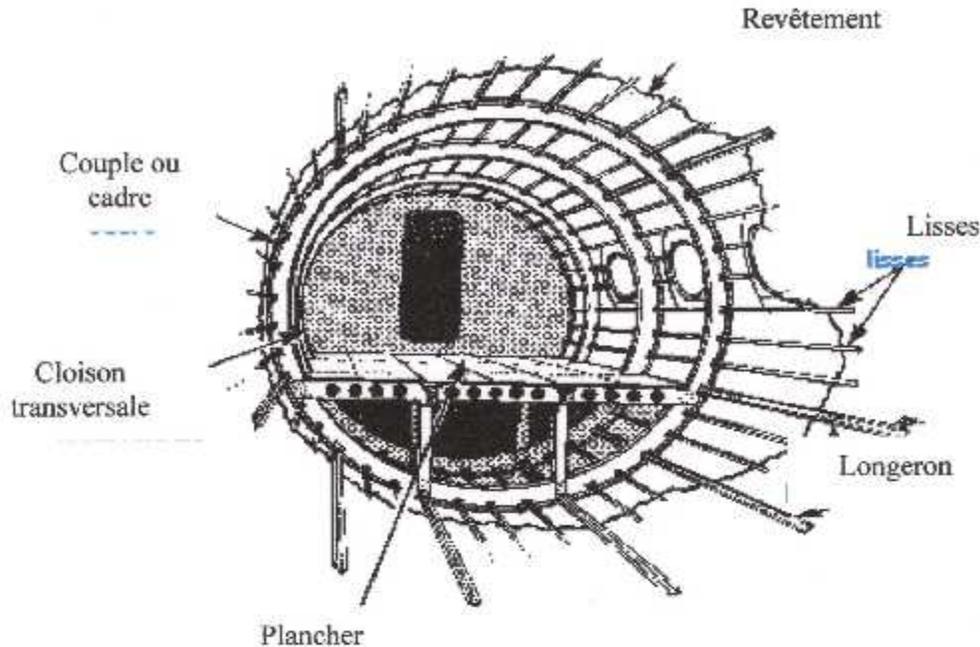


Figure I.3 : Structure de fuselage.

### I.2.2. Description du fuselage :

Le fuselage de l'*AIRBUS A330-200* a une structure semi monocoque qui constitue les composants principaux suivant : (voir figure I.4 et I.5).

- Nez- partie avant du fuselage.
- Fuselage d'avant.
- Partie arrière du fuselage.
- Cône- partie arrière du fuselage.

#### A. Partie avant du fuselage (Nez) :

La partie supérieure de l'ensemble inclut le cockpit et la cabine. La partie plus inférieure de l'ensemble inclut le compartiment de train d'atterrissage avant et la soute électronique. Le radôme est attaché sur la face avant de *FR1* (Frame).

Le cockpit, la cabine et la soute électronique sont dans la zone pressurisée. La pression de cloison étanche vers l'avant, sépare le radôme de la zone pressurisée, est installée à *FR1*. Des cadres résistants de pression sont installés dans la partie inférieure du fuselage d'avant. Ces cadres séparent le compartiment de train d'atterrissage avant de la zone pressurisée.

#### B. Fuselage d'avant :

La partie supérieure de l'ensemble contient une partie de la cabine et une partie de compartiment des passagers, la partie inférieure de l'ensemble contient la soute avant. Tout le fuselage avant est dans la zone pressurisée.

**C. Partie arrière du fuselage :**

Le fuselage central s'étend de *FR38* à *FR54*. La partie supérieure de l'ensemble contient une partie de la cabine. La boîte de centre d'aile, le compartiment de train d'atterrissage principal et le compartiment hydraulique sont dans la partie inférieure de cet ensemble.

La cabine, le plancher, la partie centrale de la voilure et le compartiment du train d'atterrissage principale constituent les parties pressurisées.

La boîte de centre d'aile est installé entre *FR40* et *FR47*. La structure se prolonge à travers la largeur de fuselage inférieur. Le compartiment de train d'atterrissage principal est installé entre *FR47* et *FR53.2*.

Une quille de faisceau est installée dans le fond du fuselage inférieur et s'étend de *FR39* à *FR 53.2*.

Elle garde la résistance de la structure longitudinale du fuselage inférieur et absorbe les charges de recourbement de fuselage.

Le capot de carénage de ventre du fuselage est installé du côté externe de la partie plus inférieure du fuselage central.cette partie est une prolongation au fuselage inférieur et contient la climatisation et l'équipement de servitudes hydrauliques.

**D. Partie arrière du fuselage :**

Le compartiment supérieur de cette partie contient une partie de la cabine et la porte arrière Passenger / équipage, et la partie inférieure contient la soute arrière, la porte arrière du compartiment fret et une grande porte pour le fret.Toute la partie arrière du fuselage est dans la zone pressurisée.

**E. Partie arrière du fuselage (Cône) :**

Le Cône est la partie arrière du fuselage s'étend de *FR80* à *FR 103*. Les panneaux du revêtement supérieurs arrière de *FR76* sont également une partie du cône (partie arrière du fuselage). La cloison étanche arrière de pression est installée à *FR80*. La partie du cône fait partie du secteur du fuselage qui n'est pas pressurisé.

Les stabilisateurs vertical et horizontal sont installés avec un ajustage de précision sur le cône arrière du fuselage. Le stabilisateur horizontal est installé entre *FR87* et *FR91*. Quatre ferrures de fixation de cône arrière sont installées au *FR91*.

Unité de puissance auxiliaire (Auxiliary Power Unit (APU)) est installée entre *FR95* et *FR101*. Le compartiment de (APU) est une zone indiquée feu. Les renforts en métal séparent les murs à l'épreuve du feu de revêtement du cône, qui est fait en alliage d'aluminium. La partie supérieure du compartiment de (APU) a un plafond fort et deux longerons qui sont augmentés la force mécanique du compartiment de (APU).

Les ferrures de fixation de (APU) sont installées aux deux longerons, l'entrée d'air de (APU) est installée entre *FR92* et *FR94*. L'extrémité arrière du cône de *FR103*, est un capot de carénage pour l'échappement de (APU) qui est construit en métal de feuille.

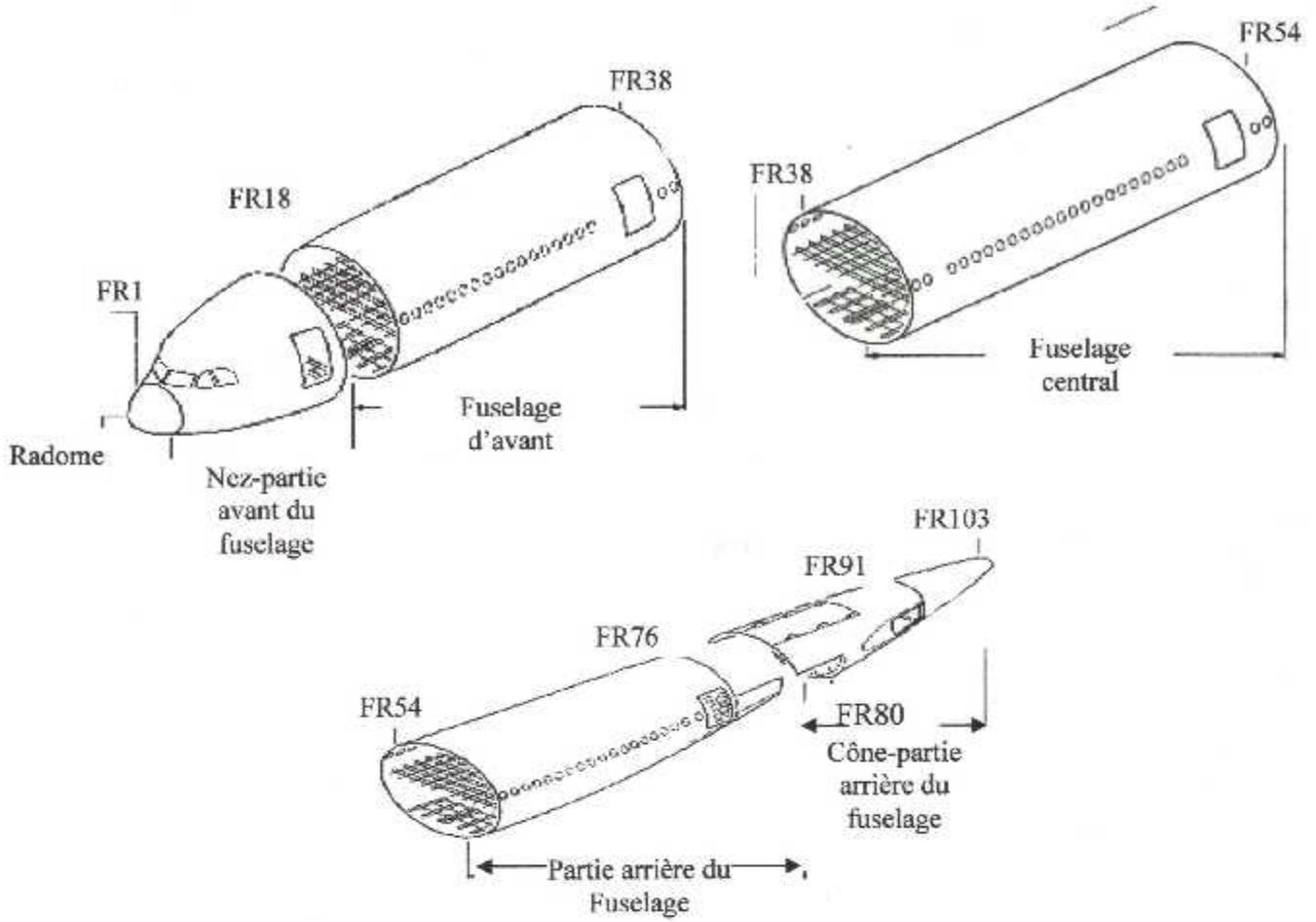


Figure I.4 : Composants du fuselage.

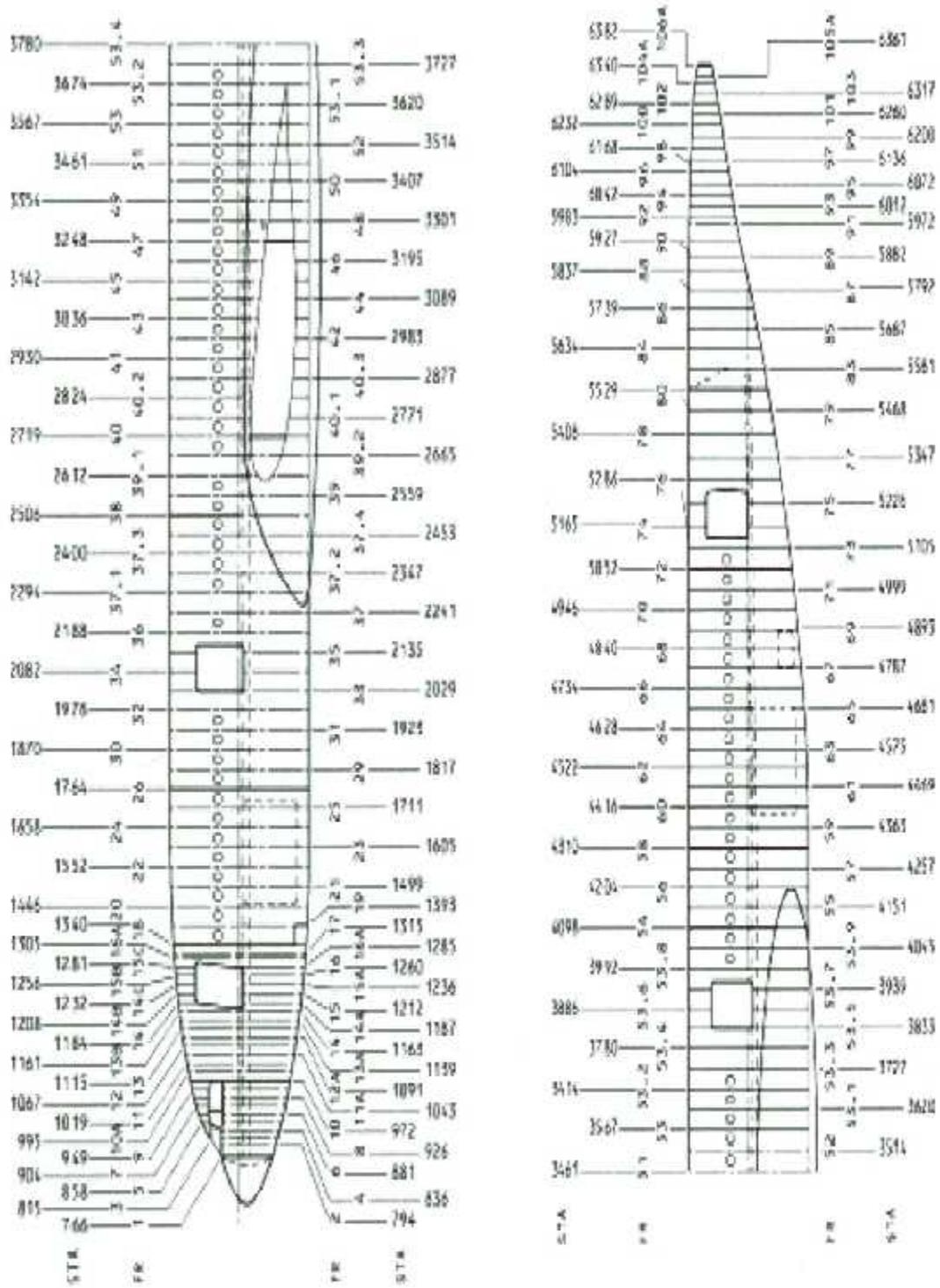


Figure I.5 : Système d'armature.

### I.3. Aile :

#### I.3.1. Généralité :

Les voilures constituent le système sustentateur principal de l'avion. Elles présentent un plan de symétrie confondu avec celui de l'avion.  
(Voir fig.I.7).

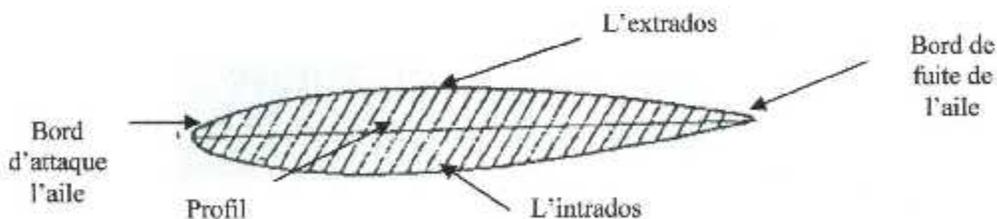
Les ailes sont les éléments principaux de la cellule qui permettent à l'avion de prendre appui sur l'air et de se maintenir en vol. Elles sont épaisses et arrondies à l'avant, plus fines à l'arrière, mais presque plates en dessous : ce profil spécial permet à l'air de s'écouler plus rapidement au-dessus de l'aile qu'au-dessous de celle-ci, lorsque l'avion est en vol, elles sont soumises à des contraintes en flexion et en torsion.

Elles supportent :

- Les commandes de vol.
- Les dispositifs hypersustentateurs.
- Les aérofreins, les spoilers.
- Les moteurs.

Elles permettent sur beaucoup d'appareils, la fixation du train d'atterrissage, des moteurs ainsi que le logement des réservoirs (carburant)

Les ailes supportent les forces qui permettent de maintenir l'avion en vol. Sous leurs effets, les ailes ont tendance à se courber vers le haut. Ainsi, l'extrados (partie supérieure de l'aile) est chargé en compression, tandis que l'intrados (partie inférieure) est chargé en traction. On utilise donc pour l'extrados un alliage d'Aluminium de la série 7000 pour ses bonnes aptitudes en compression et en stabilité. On utilise pour l'intrados, un alliage d'Aluminium de la série 2000, car plus tolérant, à la fatigue et aux dommages. Les bords d'attaque, les bords de fuite et les volets des ailes, sont en matériaux composites.



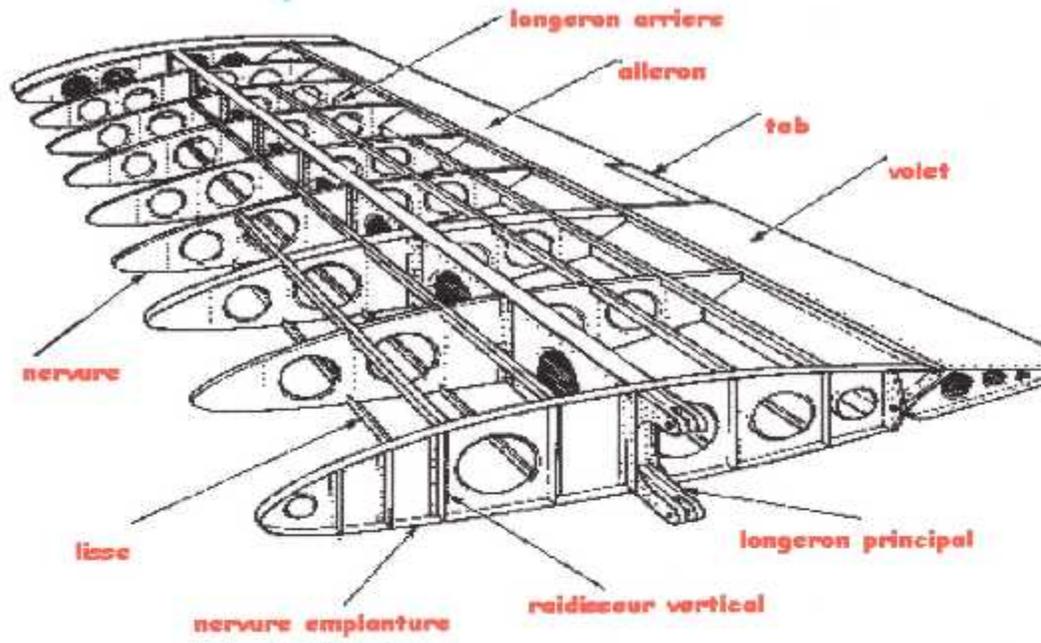


Figure I.6: Structure de l'aile.

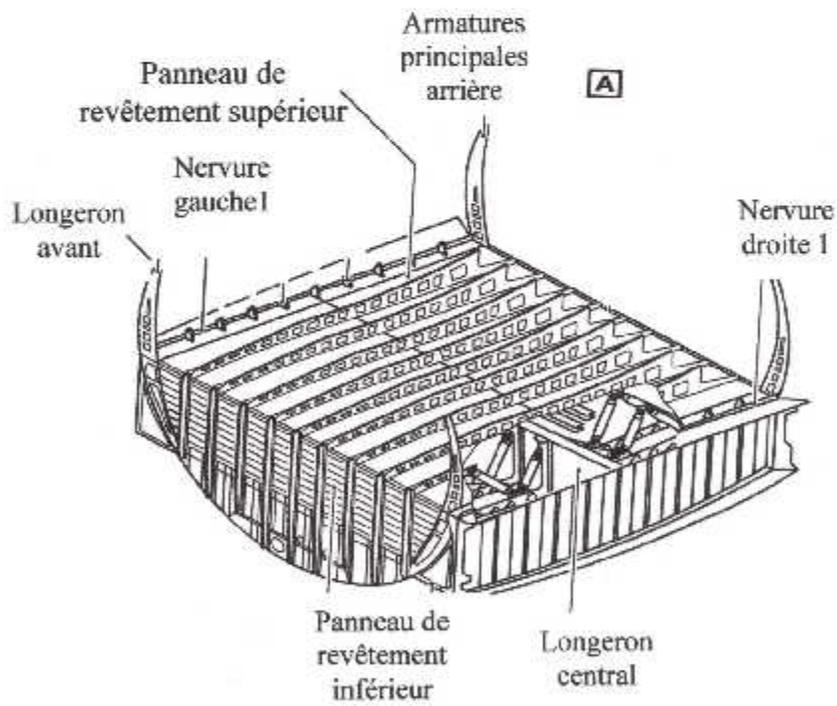


Figure I.7 : Plan central.

### **I.3.2. Description de l'aile :**

L'aile de l'avion A330-200 est une structure continue qui passe par le fuselage entre les *FR40* et *FR 47*. (Voir figures I.8, I.9, I.10).

L'élément fort de l'aile est le longeron principal, Il supporte la majorité des contraintes en flexion, c'est une poutre placée dans le sens de l'envergure, qui va de l'emplanture jusqu'au bout de l'aile.

Il peut y voir un ou plusieurs longerons dans une aile. Dans certaines ailes, les constructeurs placent un faux longeron semblable au longeron principal, il n'est pas rattaché à l'emplanture, il assure la rigidité.

La résistance d'un longeron est proportionnelle au carré de son épaisseur ; cela explique pourquoi les longerons des ailes cantilever vont en s'amincissant depuis l'emplanture, où la concentration des charges est la plus grande, jusqu'au bout d'aile, où les charges sont les moindres.

Les nervures placées perpendiculairement aux longerons, servent à donner une forme à l'aile, à transmettre les efforts du revêtement aux longerons et à maintenir la séparation entre les longerons. Elles peuvent occuper la corde complète de l'aile ou seulement une portion. Le type de construction utilisé est fait de toile de métal.

Elle se compose de trois parties :

- Le plan central (Zone 140).
- L'aile externe gauche (Zone 500).
- L'aile externe droite (Zone 600).

#### **\* Plan central :**

Le Plan central est installé dans le fuselage central entre les *FR40* et *FR47*, on peut retrouver :

- Longerons d'avant, centraux et arrière (aux *FR40*, 42 et 47 respectivement).
- Panneau de revêtement supérieur et inférieur.
- Deux armatures principales. (aux *FR40* et 47).
- Un ensemble de 54 tiges intégrales de fibre de carbone.
- Nervure gauche 1 et nervure droite 1.

Le Plan central a des attachements avec les ailes externes (droit et gauche) par la nervure gauche 1 et la nervure droite 1.

#### **\* Aile externe :**

Chaque aile externe inclut :

- Boite d'aile.
- Saumon (l'extrémité d'aile).
- Bord d'attaque et dispositif de bord d'attaque.
- Bord de fuite et dispositif de bord de fuite.

**a. Boite d'aile :**

La structure principale de chaque aile externe est la boite d'aile qui effile de la racine d'aile au saumon. Ses longerons avant et arrière s'étendent de **STA0** et **STA2556**. Le longeron avant a des joints à **STA821** et à **STA1798** et le longeron arrière a des joints à **STA568** et à **STA1768**. Le longeron central s'étend de **STA0** à **STA757**.

La boite d'aile à 39 nervures, bien que les nervures soient continues entre les longerons, les nervures **RIB2** à **RIB11** sont faites en deux parties (pour permettre l'installation du longeron central). Chacun des fonds supérieurs de la boite d'aile à quatre panneaux de revêtement qui se prolongent en avant du longeron avant et à l'arrière du longeron arrière. La structure du bord de fuite est attachée par ces projections aux longerons avant et arrière.

Les lisses donnent la force aux panneaux de revêtement de dessus et de bas. La boite d'aile a deux réservoirs de carburant intégraux et un réservoir de passage. Trente trois panneaux de revêtement inférieur donnent l'accès aux réservoirs.

La boite d'aile à également des fixations pour :

- Le bord d'attaque et le dispositif de bord d'attaque.
- Le saumon et la dérive.
- Le bord de fuite et le dispositif de bord de fuite.
- Le pylône de support moteur.
- Le train d'atterrissage principal.

**b. Extrémité de l'aile :**

L'extrémité de l'aile et le montage de la winglet sont installés à la nervure **RIB39**. On retrouve aussi deux panneaux d'accès installés sous le joint d'aile incliné à winglet.

**c. Bord d'attaque et les dispositifs du bord d'attaque :**

Le bord d'attaque est situé à l'avant entre le longeron avant et le caisson d'aile. Il inclut l'intérieur et l'extérieur du bord d'attaque et le sommet et le fond du panneau.

Les becs de bord d'attaque principal sont installés sur l'aile comme suit :

- Le bec de bord d'attaque 1 est entre **STA73/RIB2** et **STA626/RIB10**
- Le bec de bord d'attaque 2 est entre **STA626/RIB10** et **STA1015/RIB15**
- Le bec de bord d'attaque 3 est entre **STA1015/RIB15** et **STA1337/RIB20**
- Le bec de bord d'attaque 4 est entre **STA1337/RIB20** et **STA1601/RIB24**
- Le bec de bord d'attaque 5 est entre **STA1601/RIB24** et **STA2000/RIB30**
- Le bec de bord d'attaque 6 est entre **STA2000/RIB30** et **STA2253/RIB34**
- Le bec de bord d'attaque 7 est entre **STA2253/RIB34** et **STA2557/RIB39**

**d. Bord de fuite et les dispositifs du bord de fuite :**

La structure du bord de fuite à l'arrière du longeron arrière de la boite d'aile est inclut à l'intérieur, milieu et l'extérieur du longeron arrière du bord de fuite.

L'intérieur du longeron arrière du bord de fuite inclut :

- Le revêtement de caisson.
- Le panneau de l'extrados.
- La structure entre le revêtement intérieur fixe et le revêtement extérieur.
- Le panneau fixe inférieur de l'aile.

Le milieu et longeron arrière de bord de fuite incluent :

- Les nervures de charnière.
- Les nervures intermédiaires.
- Les supports de vérin de commande.
- Les panneaux de haut et de bas.

Les dispositifs de bord de fuite sont :

- Les deux volets de bord de fuite.
- Les deux ailerons.
- Les six spoilers.

***e. Volets de bord de fuite :***

Les volets intérieurs et extérieurs sont installés sur le bord de fuite de l'aile. Les volets intérieurs se trouvent entre *STA0/RIB1* et *STA757/RIB11* et les volets extérieurs entre *STA757/RIB11* et *STA1798/RIB27*.

***f. Ailerons :***

Les ailerons intérieurs et extérieurs sont installés sur le bord de fuite de l'aile. Les ailerons intérieurs se trouvent entre *STA1798/RIB27* et *STA2190/RIB33* et les ailerons extérieurs entre *STA2190/RIB33* et *STA2557/RIB39*.

***g. Spoilers :***

Il y a six spoilers installés sur l'extrados de chaque aile, vers l'avant des volets de bord de fuite. Le spoiler 1 est installé entre *STA291/RIB5* et *STA568/RIB9*. Les spoilers 2 à 6 sont installés entre *STA757/RIB11* et *STA1734/RIB26*.

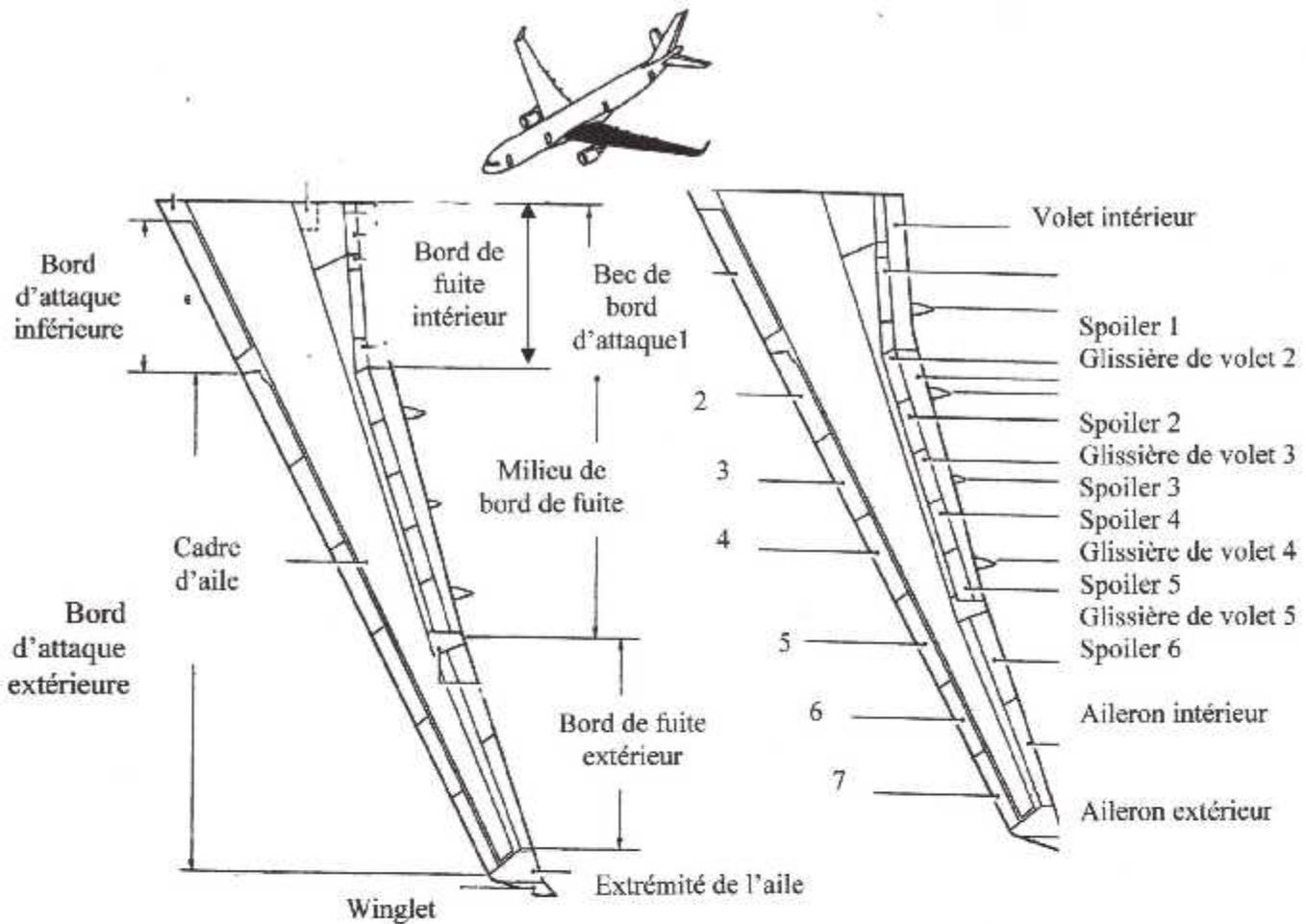


Figure I.8 : Aile externe (arrangement général).

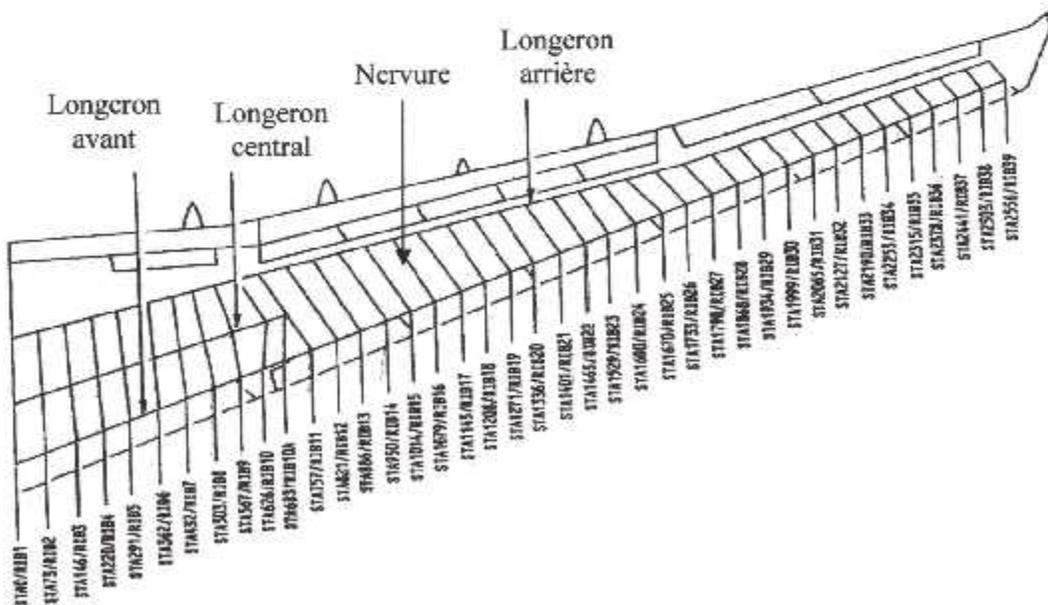


Figure I.9 : Endroit des nervures et longeron.

## **I.4. Stabilisateurs :**

### **I.4.1. Généralité :**

L'empennage est situé sur la partie arrière du fuselage, l'empennage comprend :

- L'empennage horizontal qui se compose :
  - D'une partie qui assure la stabilité en tangage, cette partie peut être fixe mais sur les avions modernes, elle est généralement mobile : c'est le stabilisateur ou plan horizontal réglable (PHR).
  - D'une partie mobile qui assure la maniabilité autour de l'axe de tangage : ce sont les gouvernes de profondeur.
- L'empennage vertical qui se compose :
  - D'une partie fixe qui assure la stabilité de route : c'est la dérive.
  - D'une partie mobile qui assure la maniabilité autour de l'axe de lacet : c'est la gouverne de direction. (Voir figure 1.12)

Sur l'avion A330-200 l'empennage est réalisé par des matériaux composites avancés à fibre de verre et de carbone. Les panneaux latéraux, qui sont les pièces de plus grande dimension ont une structure sandwich à nid d'abeille.

Cette structure offre :

- Une bonne résistance aux forces et aux moments.
- Une grande rigidité en flexion.
- Une excellente tenue en fatigue.
- Une bonne tenue à la fatigue due aux vibrations soniques.
- Une résistance après traitement de surface aux conditions d'environnement et au fluide hydraulique.
- Un faible coût de production comparé aux pièces similaires renforcées.

Ses inconvénients sont :

- Une sensibilité aux chocs et aux dommages par foudroiement.
- La difficulté d'assemblage avec d'autres éléments.

### **I.4.2. Stabilisateur horizontal :**

#### **I.4.2.1. Généralité :**

Le plan horizontal réglable (Trimmable Horizontal Stabilizer<THS>) est une structure à une seule pièce montée à travers, et supportée par la section de queue de fuselage. Le stabilisateur horizontal représente la structure porteuse pour gouverne de profondeur gauche et droite.

L'angle d'incidence du (THS) peut être mécaniquement ajusté à l'aide d'une molette de commande de compensation suitée dans le compartiment de vol. Sa gamme de déplacement est de 2.35° du nez d'avion en bas à 15.35° du nez d'avion vers le haut.

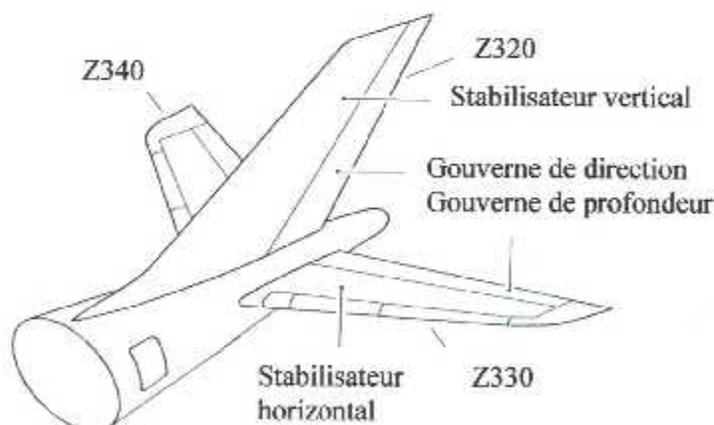
Le (THS) est installé à la section de la queue, et attaché au fuselage à trois points par le vérin de THS et par les deux points de charnière de chaque côté du fuselage.

Le (THS) comporte : (Voir figure I.13)

- Une boîte de longeron central.
  - Des boîtes de longeron gauche et droit.
  - Bord d'attaque de gauche et droite.
  - Bord de fuite gauche et droite.
  - Les extrémités de stabilisateur gauche et droit.
  - Tabliers de stabilisateur gauche et droite et support de fixation de stabilisateur.
- } Constitue un réservoir de carburant supplémentaire

Le composant structural principal du (THS) est la boîte de longeron de stabilisateur et toutes les charges sur le stabilisateur horizontal sont transmises par la boîte de longeron central et sont support de fixation.

Les autres composants du (THS) sont fixés dans les boîtes de longeron de stabilisateur, sauf les supports de fixation qui sont démontable à la réparation et la maintenance. Le (THS) peut être enlevé comme unité complète.



**Figure I.10: Stabilisateurs.**

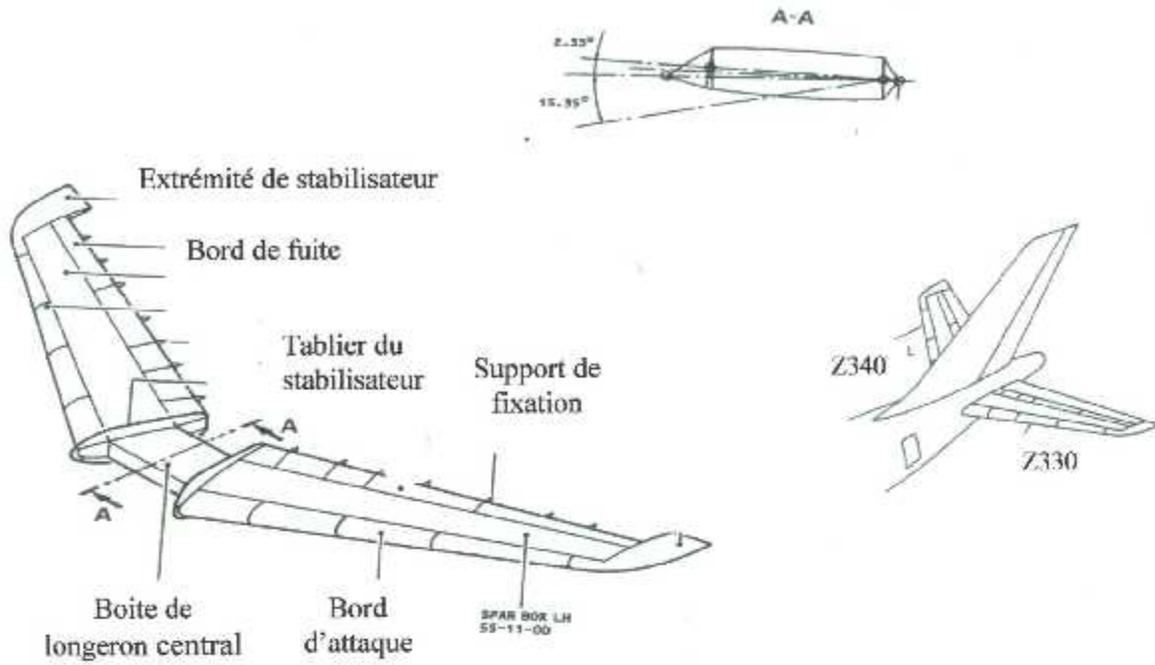


Figure : 1.11 : Plan horizontal réglable(THS).

# CHAPITRE II

### II.3. Conception de la dérive :

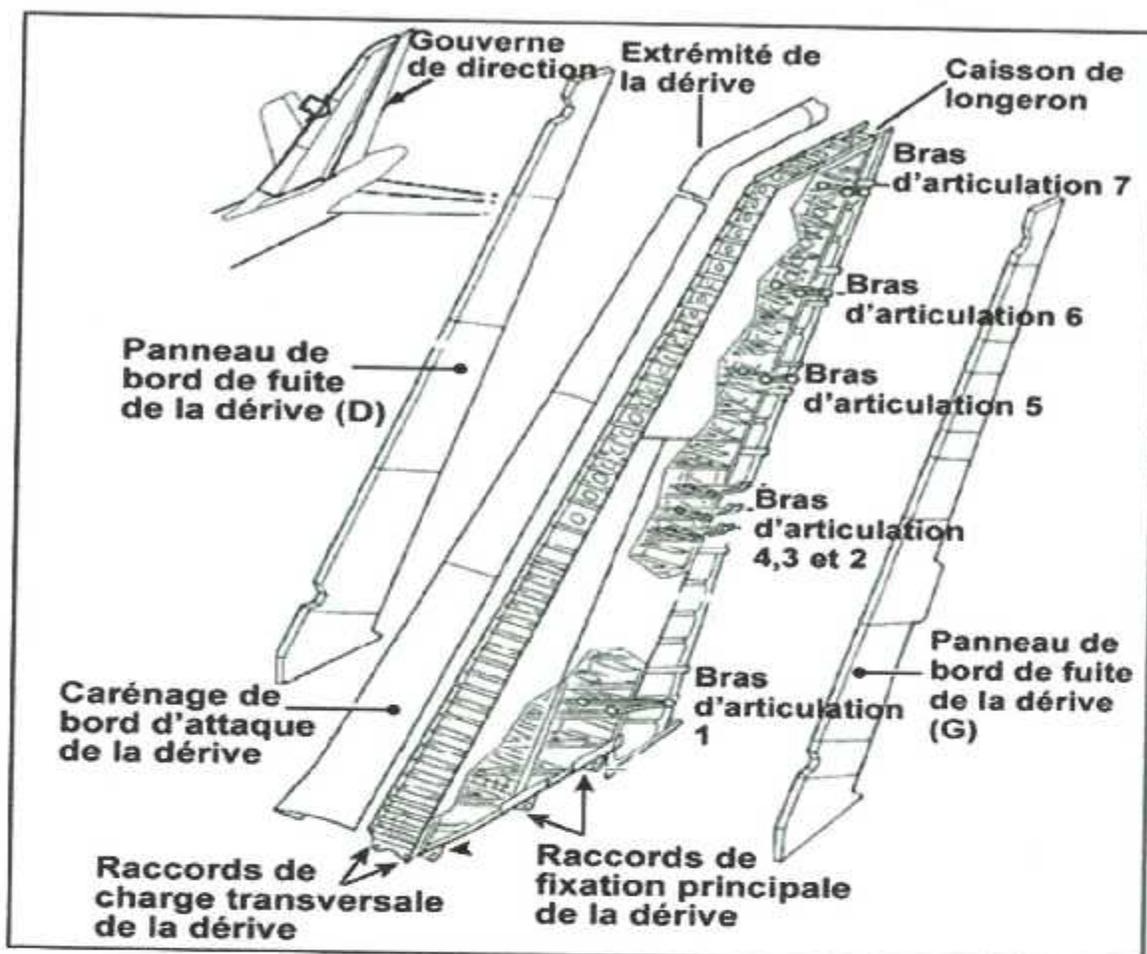
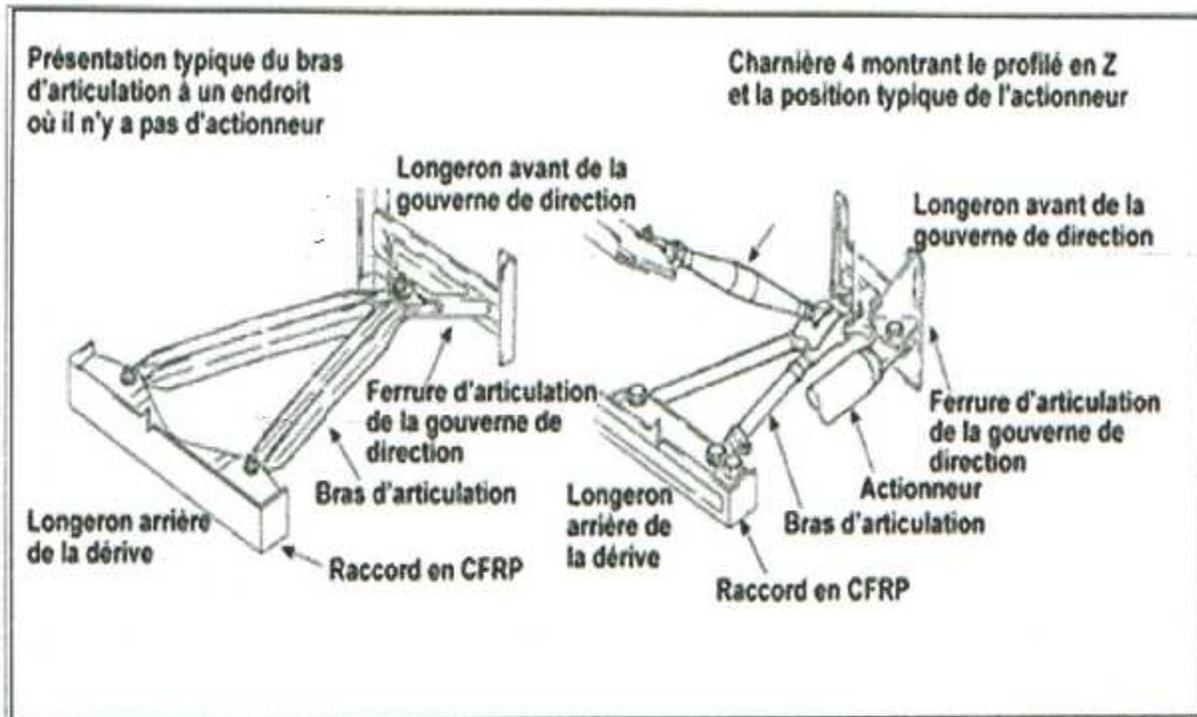


Figure II.2 : Vue éclatée de la dérive

La dérive se compose d'un caisson de longeron, d'un carénage de bord d'attaque, de panneaux de bord de fuite et d'une extrémité (Figure II.2). Le caisson de longeron comporte des panneaux latéraux droit et gauche, chacun étant composé de raidisseurs internes et d'un revêtement stratifié résistant en plastique renforcé par fibres de carbone (CFRP). La partie inférieure de chaque panneau, trois grandes pattes de fixation en CFRP intégrés, qui font office de raccords de fixation principale, sont montées sur le fuselage. Sur la partie avant et arrière du caisson, des longerons pleins en stratifié CFRP se prolongent sur toute la longueur de la dérive afin de relier les panneaux de revêtement gauche et droit, et forment ainsi les faces avant et arrière du caisson de longeron.

Un longeron plein en stratifié et CFRP plus court est monté au centre du caisson; ce longeron s'étend uniquement jusqu'à la nervure 5. La partie inférieure de chacun de ces trois longerons, deux pattes intégrées, appelées raccords de charge transversale, sont fixées au fuselage. À l'intérieur du caisson, on compte, au total, 18 nervures pleines en stratifié et CFRP, ce qui inclut des nervures de fermeture dans la partie inférieure et supérieure. Le bord d'attaque et l'extrémité de la dérive sont fabriqués en composite sandwich. Un panneau de bord de fuite plat, fixé de chaque côté du longeron arrière et se prolongeant vers l'arrière, sert de carénage aérodynamique et vient combler l'espace qui existe entre le longeron arrière de la dérive et le bord d'attaque de la gouverne de direction.

La gouverne de direction est fixée à la dérive au moyen de sept charnières disposées le long du longeron arrière de la dérive. Ces charnières sont numérotées de 1 à 7, de bas en haut. La **Figure II.3** montre les détails de conception au niveau de ces points d'articulation. • chaque charnière, un raccord CFRP est fixé au longeron arrière. Chacun de ces raccords comporte deux pattes, une à gauche et une à droite. Les deux bras avant de chaque bras d'articulation métallique triangulaire viennent s'emboîter dans ces pattes, à l'arrière du longeron de la dérive.



**Figure II.3 : Schéma détaillé d'un bras d'articulation**

Les bras d'articulation sont fixés aux raccords CFRP par des paliers sphériques pour leur permettre de pivoter librement vers le haut et vers le bas. La partie arrière de chaque bras d'articulation comporte une charnière prévue pour fixer la gouverne de direction. Le bras d'articulation situé au niveau de la charnière 4 est maintenu en position verticale par un tube structural en métal appelé profilé en Z. Toutes les charges verticales provenant de la gouverne de direction sont transférées à la dérive par l'intermédiaire du profilé en Z. Le braquage de la gouverne de direction est commandé par trois actionneurs hydrauliques montés à l'intérieur de la dérive aux charnières 2, 3 et 4. Les extrémités avant des actionneurs sont fixées aux raccords CFRP, sur le longeron arrière de la dérive, tandis que les extrémités arrière sont fixées aux ferrures en alliage d'aluminium du longeron avant de la gouverne de direction.

## **II.4. Renseignements sur la gouverne de direction :**

### **II.4.1. Généralités :**

La gouverne de direction porte le numéro de série 1331 et la référence A55471500, laquelle correspond aux gouvernes de direction montées sur les appareils A310, A300-600, A330 et A340 d'ancienne génération. Il s'agit de la même gouverne de direction que celle installée initialement sur le C-GPAT au moment de sa construction en 1991. Cette gouverne est l'une des premières d'un lot de cinq gouvernes de direction dont les panneaux latéraux ont été fabriqués par l'entreprise Soko à Mostar en ex-Yougoslavie. Les panneaux latéraux ont

ensuite été expédiés dans les installations d'Airbus à Stade en Allemagne, où ils ont été assemblés pour former des gouvernes de direction.

#### II.4.2. Conception de la gouverne de direction :

La gouverne de direction se compose d'un longeron unique à l'avant, de deux panneaux latéraux fixés ensemble au niveau du bord de fuite et de nervures de fermeture en parties supérieure et inférieure (*Figure II.4*). Les panneaux latéraux sont en une seule pièce et ne comportent aucune caractéristique de conception permettant d'interrompre mécaniquement la propagation d'un décollement. Chaque panneau latéral se compose d'une âme en nid d'abeilles en aramide Nomex®, de feuilles de surface en CFRP et d'une couche intermédiaire en plastique renforcé à la fibre de verre (GFRP) disposée entre le CFRP et le nid d'abeilles, comme le montre la *Figure II.5*. La couche intermédiaire en GFRP ne joue aucun rôle d'un point de vue structural; elle sert uniquement de support à la résine utilisée pour coller le CFRP au nid d'abeilles. La face intérieure comporte une couche de Tedlar® qui assure une barrière contre l'humidité, tandis que la face extérieure est revêtue d'une couche de pellicule adhésive (AF 126) dans un souci d'uniformité aérodynamique. La densité et l'épaisseur du nid d'abeilles ainsi que le nombre de feuilles protectrices varient en fonction de leur emplacement, ceux-ci étant conçus pour encaisser les charges imposées.

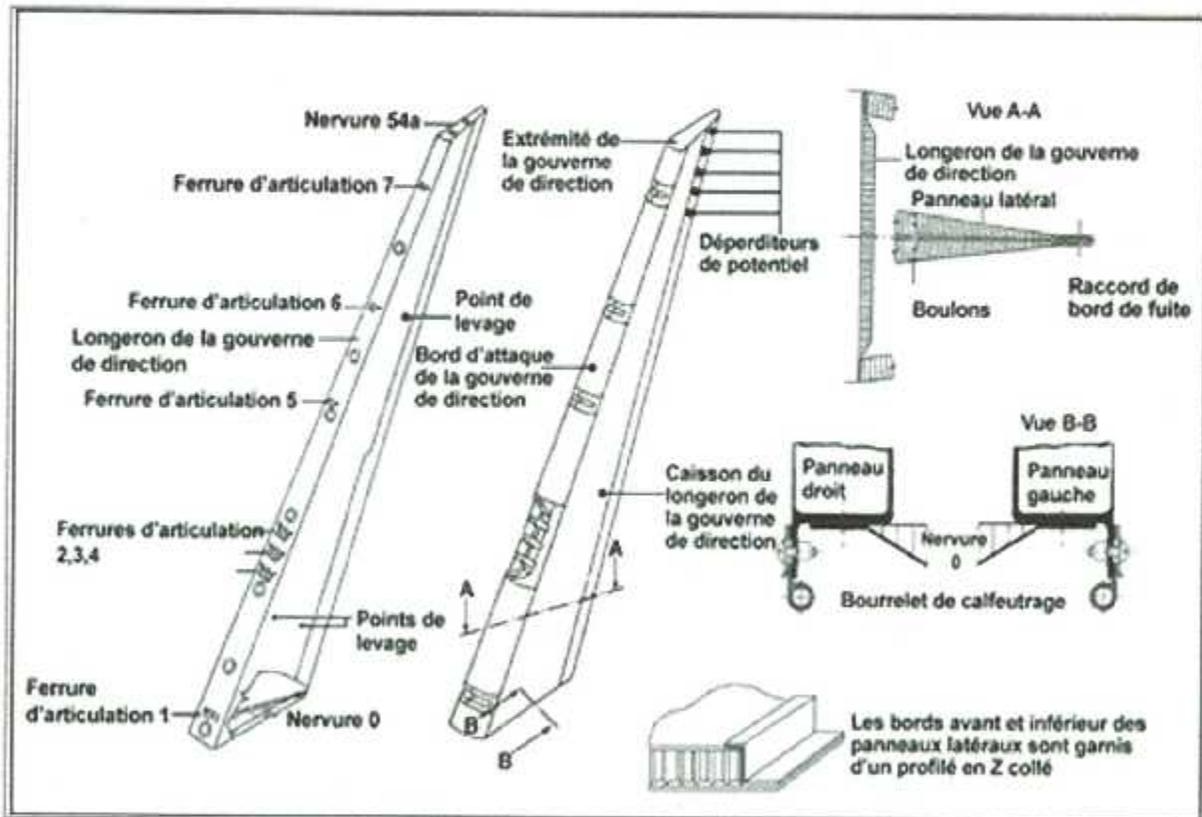


Figure II.4 : Schéma de la gouverne de direction

Différents morceaux de nid d'abeilles sont collés ensemble le long de leur bordure latérale avec une colle de jonction. Ce même adhésif est également utilisé pour coller les bords latéraux du nid d'abeilles au profilé en Z. Les bords avant et inférieur des panneaux latéraux sont fabriqués dans un profilé en Z CFRP pré-polymérisé. Les panneaux latéraux sont fixés au longeron et aux nervures à l'aide d'attaches mécaniques aveugles.

Trois plaques de protection contre la foudre en aluminium sont disposées dans le sens de la corde, sur chaque panneau latéral. Afin d'éviter toute réaction galvanique entre ces plaques métalliques et le CFRP, une couche de GFRP isolante intermédiaire a été prévue. Il n'y a qu'un seul longeron, situé le long du bord avant de la gouverne de direction et se prolongeant sur toute la longueur de la gouverne. Le longeron est fait d'un matériau en composite sandwich pourvu d'une âme en nid d'abeilles Nomex® et de feuilles de surface en CFRP. Sept trous d'allègement sont disposés sur toute la longueur du longeron.

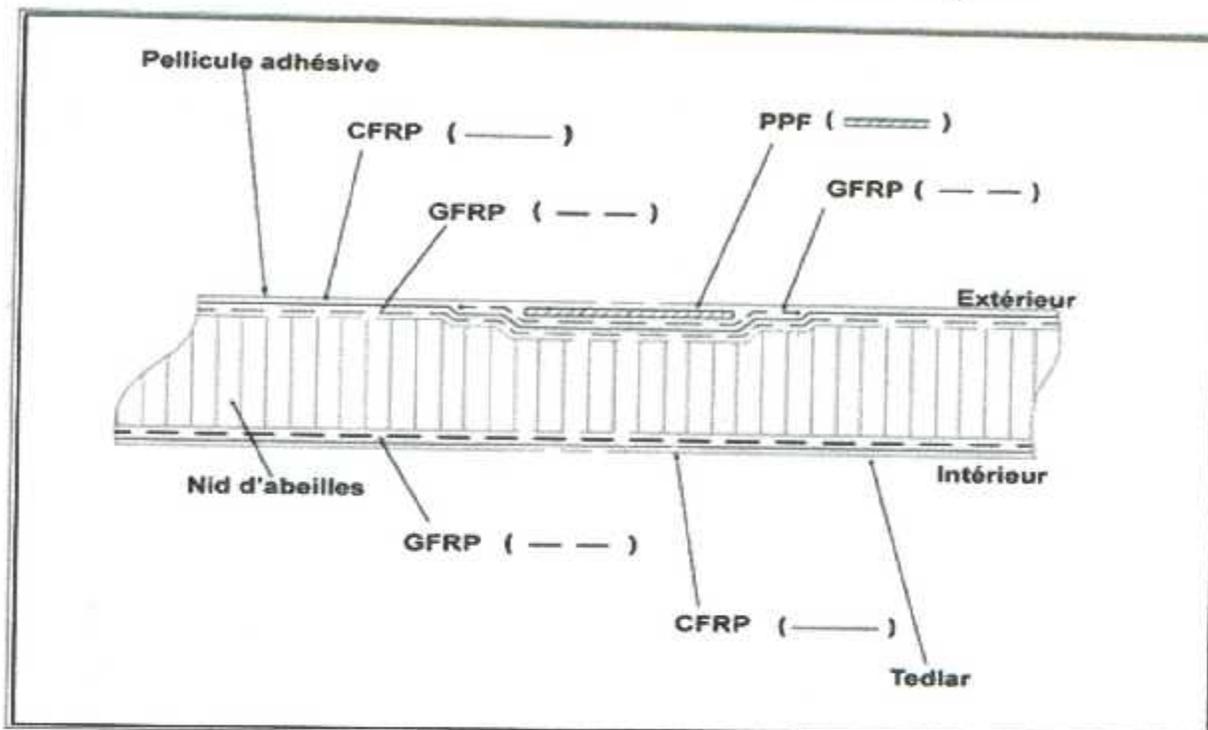


Figure II.5 : Structure du panneau latéral de la gouverne de direction

La gouverne de direction comprend deux nervures. La nervure 0 - nervure de fermeture située à la partie inférieure de la gouverne - est fabriquée en composite sandwich et pourvue d'une âme en nid d'abeilles Nomex® et de feuilles de surface en CFRP. La nervure 54a, qui est en aluminium, est la nervure de fermeture située à la partie supérieure de la gouverne de direction. Le carénage du bord d'attaque de la gouverne de direction comporte plusieurs sections disposées sur toute sa longueur, chacune étant fabriquée en composite sandwich (Figure II.5). Les sections du carénage de bord d'attaque sont fixées aux profilés en Z du panneau latéral au moyen d'attaches filetées. Une bande en alliage d'aluminium, faisant partie intégrante du dispositif de protection contre la foudre, est apposée le long de cette rangée d'attaches.

Un bourrelet d'étanchéité destiné à combler l'espace situé entre la partie inférieure de la gouverne de direction et la partie supérieure du cône de queue est également fixé au profilé en Z, à la partie inférieure de chaque panneau latéral. Le bourrelet est maintenu par des fixations filetées, et une bande métallique sert de garniture de protection le long de cette rangée de fixations. Les panneaux latéraux sont montés à l'arrière de la gouverne de direction au moyen d'une rangée d'attaches mécaniques disposées parallèlement au bord de fuite, à environ 30 cm devant celui-ci.

Une feuille de protection métallique court le long du bord de fuite de la gouverne de direction, de haut en bas, lequel est également fixé à l'aide de fixations mécaniques. Chaque panneau latéral compte trois points de levage.

Il y a sept charnières numérotées de 1 à 7, en partant du bas. La **Figure II.6** montre les détails de conception au niveau de ces points d'articulation. Au niveau de chaque charnière, des ferrures en alliage d'aluminium sont fixées à des blocs en GFRP pleins, intégrés localement aux panneaux de revêtement et à l'âme du longeron au moyen de fixations mécaniques. Le noyau de l'âme du longeron, qui est traversé par les fixations, est garni d'un matériau de remplissage et renforcé par une plaque d'appui en aluminium. Les trois actionneurs de gouverne sont fixés à la gouverne de direction au niveau des charnières 2, 3 et 4. Les ferrures d'articulation en métal situées à ces emplacements comportent deux pattes : l'une sert de point de charnière, tandis que l'autre se fixe à un actionneur hydraulique.

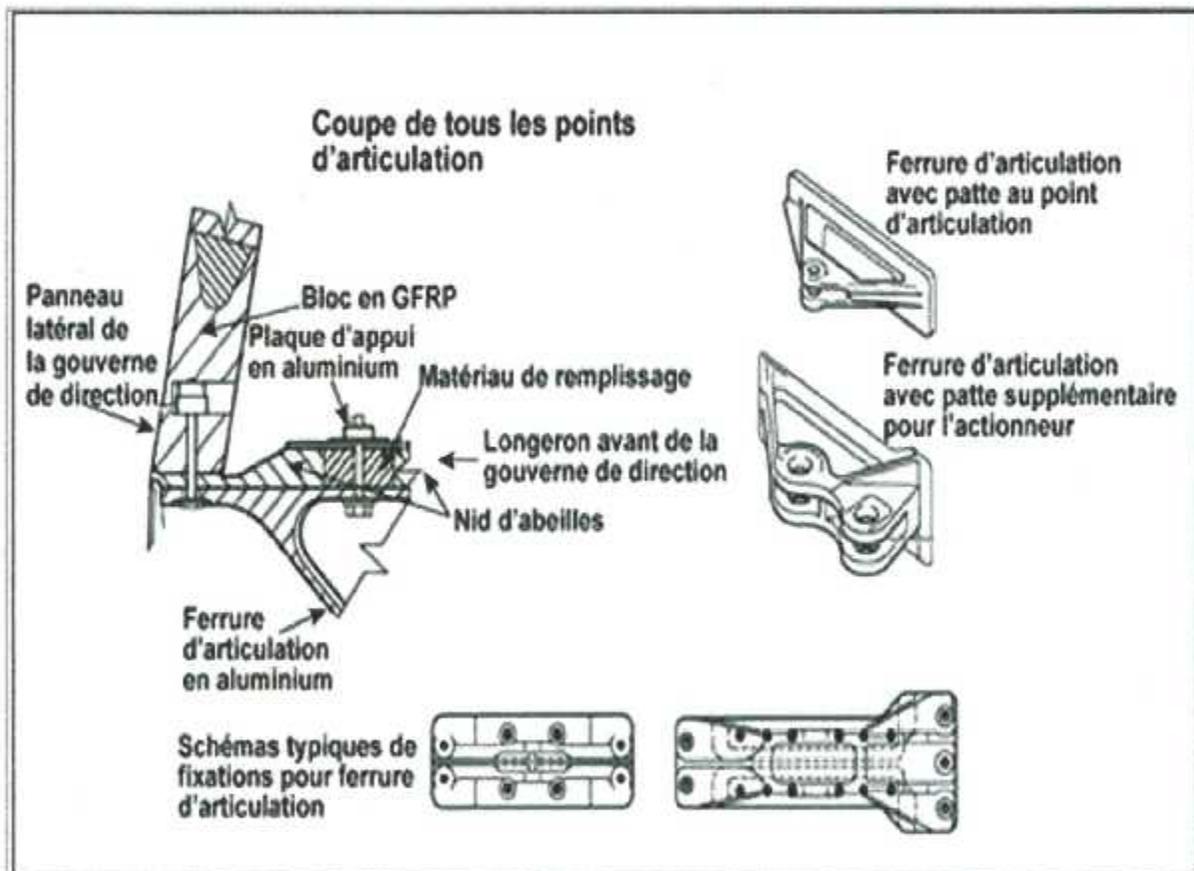


Figure II.6 : Schéma détaillé des ferrures d'articulation de la gouverne de direction

# CHAPITRE III

### ***III.1. Méthode de fabrication de la gouverne de direction :***

Les panneaux latéraux de la gouverne de direction, le longeron et la nervure 0 sont fabriqués et durcis séparément, puis assemblés à l'aide de fixations mécaniques pour constituer la gouverne de direction. Chaque panneau latéral est assemblé dans un moule, face extérieure orientée vers le bas en appui contre la face du moule.

Pendant la cuisson, le revêtement (externe) inférieur bénéficie d'un meilleur collage en raison du processus de fabrication. Bien que les deux collages dépassent les exigences de conception, le collage du revêtement interne est légèrement moins performant. Les trois plaques de protection contre la foudre sont fabriquées d'une seule pièce et intégrées au panneau latéral pour la polymérisation.

### ***III.2. Registres de fabrication de la gouverne de direction :***

Certains registres de fabrication concernant les panneaux latéraux de la gouverne de direction du C-GPAT ont été perdus lors des bombardements que l'usine a essuyés durant la guerre en Yougoslavie. Il a donc été nécessaire de consulter les registres de fabrication disponibles chez Airbus à Stade en Allemagne et à Toulouse en France.

L'étude de ces documents a permis de constater que des non-conformités avaient été décelées par le système d'assurance qualité, que des mesures correctives avaient été définies, que des réparations avaient été effectuées et que le produit final avait été inspecté puis déclaré en état de navigabilité. Ces non-conformités concernaient la position des points de levage, la résistance de la peinture antistatique et diverses retouches liées au collage de jonction, le revêtement et le matériau de remplissage.

L'assurance qualité des composants fabriqués à Soko incombait toujours à Airbus. Les registres de fabrication indiquent que la gouverne de direction était en état de navigabilité lors de l'assemblage final.

### ***II.3. Modifications relatives à la gouverne de direction :***

Voici une liste des modifications concernant la gouverne de direction :

- Modification 5844 (Couche intermédiaire en fibres de verre). La gouverne de direction a été conçue après la modification 5844 (bulletin de service SB A310-55-2012), qui a incorporé une couche de GFRP entre le nid d'abeilles et le revêtement en CFRP, en lieu et place du plastique renforcé à la fibre aramide (AFRP) utilisé dans les conceptions précédentes.
- Modification 8408 (Modification de la taille du nid d'abeilles). La gouverne de direction a une configuration postérieure à la modification 8408, qui a incorporé un nid d'abeilles à densité accrue à certains endroits.
- Modification 8827 (Modification de la fabrication du longeron). La gouverne de direction a été construite avant la modification 8827, ce qui signifie que son longeron a été construit selon le concept de sandwich CFRP/nid d'abeilles Nomex® en vigueur antérieurement, plutôt que selon le concept de longeron plein en CFRP apparu ultérieurement.

- Modification 5185 (Panneaux latéraux d'une seule pièce). La gouverne de direction porte un numéro de série postérieur à 1035, ce qui signifie que chaque panneau latéral est formé d'une seule pièce. Les panneaux latéraux antérieurs étaient formés de deux pièces : une partie inférieure et une partie supérieure, qui étaient jointes dans le sens de la corde.
- Modification SRM (*structural repair manual* ou manuel de réparations structurales) 55-41-12 (Boulons de renforcement dans les blocs en GFRP). La gouverne de direction a fait l'objet de la modification SRM 55-41-12, paragraphe 27, en cours de fabrication. Cette modification s'est traduite par l'ajout de boulons de renforcement à travers les blocs GFRP au niveau des points de charnière.

#### **III.4. Circuit de commande de la gouverne de direction:**

##### **III.4.1. Composants du circuit de commande de la gouverne de direction :**

Voici une liste descriptive des composants du circuit de commande de la gouverne de direction de l'Airbus A330-200 :

- Les pédales de palonnier, le vérin de compensation de la direction, les deux actionneurs d'amortisseurs de lacet et la servocommande en lacet du pilote automatique, qui permettent de commander le braquage de la gouverne de direction.
- Les tiges-poussoirs, les guignols, les câbles et le compensateur d'élasticité, connus sous le terme de tringlerie, qui transmettent les commandes de direction.
- Les trois servocommandes - supérieure, intermédiaire et inférieure - qui actionnent la gouverne de direction. (La vitesse de déplacement maximale de la gouverne de direction sans charge est de  $60 \pm 5^\circ$  par seconde. Le braquage maximum de la gouverne de direction est de  $30^\circ$  à gauche ou à droite).
- Le module différentiel, un dispositif mécanique qui envoie une commande aux servocommandes de la gouverne de direction. Ce module additionne les ordres du pilote ou du pilote automatique et les commandes de l'amortisseur de lacet.
- Les deux limiteurs de débattement de la direction qui comportent une butée variable qui limite le déplacement de la tringlerie de la gouverne de direction en aval du module différentiel et, par conséquent, la commande transmise aux trois servocommandes lorsque la vitesse indiquée augmente.
- Le transmetteur, qui est situé sur la dérive, au niveau de la nervure 1, et qui est relié à la gouverne de direction par une biellette fixée à la ferrure n° 1, qui affiche la position de la gouverne de direction sur l'écran ECAM.

##### **III.4.2. Fonctionnement du circuit de commande de la gouverne de direction :**

Les actionneurs des amortisseurs de lacet sont des mécanismes électro-hydrauliques qui permettent de faire fonctionner le système d'amortissement en lacet. Ce système remplit trois fonctions : il amortit le roulis hollandais, assure la coordination en virage ainsi que la compensation en lacet en cas de panne moteur au décollage ou lors d'une remise des gaz. Les commandes de l'amortisseur de lacet sont limitées par un logiciel du calculateur servant à optimiser la gestion du domaine de vol à un maximum de  $39^\circ$  de déplacement de gouverne de

direction par seconde. Le déplacement maximum de la gouverne de direction autorisé par l'amortisseur de lacet est de  $\pm 10^\circ$  à des vitesses indiquées pouvant atteindre 165 nœuds. Le déplacement maximum admissible à des vitesses indiquées supérieures à 165 nœuds est déterminé par une formule ( $10 \times [165/\text{vitesse indiquée en nœuds ou KIAS}]^2$ ).

Du fait que l'appareil volait à une vitesse indiquée de 270 nœuds au moment de l'incident, le braquage maximum de la gouverne de direction autorisé par l'amortisseur de lacet était de  $\pm 3,7^\circ$ . L'amortisseur de lacet et les pédales de direction n'étant pas couplés, les commandes de l'amortisseur de lacet n'induisent aucun mouvement des pédales.

Les pédales de direction et les commandes de l'amortisseur de lacet sont soumises aux limites imposées par le limiteur de débattement de la direction. La position de la gouverne de direction est fonction de la somme des ordres du pilote ou du pilote automatique et des commandes de l'amortisseur de lacet assujettis au limiteur de débattement.

La servocommande en lacet du pilote automatique, qui génère des commandes de pilote automatique en lacet, est un module simple qui renferme deux actionneurs électro-hydrauliques, chacun étant commandé par un calculateur de commandes de vol (FCC). La servocommande en lacet du pilote automatique est dotée d'un levier de sortie qui est relié au guignol principal par un limiteur de couple. Le limiteur de couple permet au pilote de surpasser l'ordre du pilote automatique en appliquant environ 65 déca newtons (daN) de plus que les forces de sensation artificielle aux pédales. Les ordres de commande de direction du pilote automatique sont limités par le logiciel du FCC à un maximum de  $34^\circ$  de débattement de gouverne de direction par seconde. La servocommande en lacet du pilote automatique et les pédales de direction sont solidaires; c'est pourquoi un ordre du pilote automatique en lacet induit un mouvement des pédales.

Le limiteur de débattement de la direction réduit le débattement maximum autorisé de la gouverne de direction à mesure que la vitesse augmente. Cette restriction est telle que la capacité de débattement maximum de la gouverne reste inférieure à celle qui induirait des charges limites sur la structure dans tout le domaine de vol.

#### **III.4.3. Description du roulis hollandais :**

Le *Airplane Upset Recovery Training Aid* (manuel de formation traitant de la procédure de redressement en cas de perte de maîtrise de l'avion) décrit le roulis hollandais de la façon suivante:

La stabilité statique directionnelle correspond à une mesure de la capacité de l'avion à voler en ligne droite dans une masse d'air à écoulement non perturbé. La dérive et la répartition de surfaces planes à l'arrière du centre de gravité (CG) tendent à réduire la glissade de l'appareil et contribuent à une bonne stabilité de route. Tous les avions classiques doivent avoir une stabilité directionnelle statique positive.

En d'autres termes, un aéronef qui a une bonne stabilité directionnelle a toujours tendance à s'orienter dans le vent relatif, avec un angle de glissade nul. Plus la stabilité directionnelle augmente, plus la vitesse à laquelle l'appareil revient à un angle de glissade nul après avoir été perturbé augmente (fréquence plus élevée).

Afin de réduire les dépassements en glissade, l'amortissement sur l'axe directionnel doit augmenter lorsque la stabilité directionnelle augmente. Une caractéristique indésirable peut

apparaître lorsque l'amortissement directionnel ne suffit pas à prévenir des dépassements en glissade. Un phénomène connu sous le nom de « roulis hollandais » (basé sur la similitude avec les mouvements faits par les patineurs de vitesse) peut apparaître lorsque des vitesses angulaires de lacet induisent des glissades, lesquelles, à leur tour, entraînent des vitesses angulaires de roulis. Si les glissades ne sont pas amorties comme il se doit, le nez de l'appareil subira des oscillations latérales et directionnelles par rapport au vent relatif, et l'avion accusera des roulis à droite et à gauche en raison de l'effet du dièdre (la flèche de l'aile provoque une portance dissymétrique, selon le vent relatif).

Les avions conçus pour voler à des nombres de Mach supérieurs ont une flèche de voilure plus prononcée afin de réduire le nombre de Mach critique (vitesse à laquelle des ondes de choc commencent à se former sur l'aile). Plus la flèche augmente, plus l'effet de dièdre augmente; si l'avion n'est pas compensé en conséquence dans l'axe directionnel, il se peut qu'un roulis hollandais apparaisse lorsque la stabilité de route de l'avion est perturbée.

Les amortisseurs de lacet ont été conçus pour réduire au minimum les vitesses angulaires de lacet qui provoquent des vitesses de glissade, et ils s'avèrent particulièrement efficaces sur les avions de transport modernes lorsqu'il s'agit d'amortir le roulis hollandais. Cependant, un roulis hollandais neutre ou légèrement divergent apparaît sur certains avions de transport lorsque l'amortisseur de lacet est désactivé ou inopérant<sup>5</sup>. Les avions classiques ont davantage tendance à subir un roulis hollandais à des altitudes plus élevées (amortissement moindre) et à des vitesses plus élevées (davantage de stabilité de route).

C'est pourquoi, lorsqu'un roulis hollandais apparaît, le pilote doit déployer tous les efforts possibles pour « ralentir l'appareil et réduire son altitude ». Sur les avions de transport modernes équipés d'un amortisseur de lacet qui fonctionne bien, le roulis hollandais est inexistant. Les avions de transport sont certifiés pour démontrer un amortissement positif du roulis hollandais. La gouverne de direction ne doit pas servir à compléter l'amortisseur de lacet. Lorsque cet amortisseur est en panne, il ne faut pas utiliser la gouverne de direction pour amortir un roulis hollandais.

#### ***III.4.4. Formation portant sur le redressement en cas de roulis hollandais :***

La formation initiale dispensée par Air Transat comprend un exercice de redressement en cas de roulis hollandais. L'exercice est d'abord réalisé avec les amortisseurs de lacet embrayés, afin de démontrer l'amortissement automatique, puis avec amortisseurs de lacet débrayés afin d'entraîner le pilote à appliquer la technique de redressement et de démontrer l'amortissement naturel. Au cours de l'exercice, à la demande du pilote aux commandes, le pilote qui n'est pas aux commandes met du pied rapidement jusqu'à atteindre une inclinaison de 40°, puis relâche la pédale de direction.

La gouverne de direction ne devrait pas être utilisée durant le processus de redressement, et la commande de direction devrait rester à la position neutre. Le fait de transférer du carburant vers l'avant améliore les caractéristiques du roulis hollandais, et le fait de voler au FL310 ou à un niveau inférieur améliore la stabilité de route de l'appareil.

#### ***III.4.5. Documentation de bord :***

L'index des procédures (*quick reference handbook* ou QRH) de l'A310 ne mentionne aucune procédure à suivre en cas de conditions de vol inhabituelles associées au roulis hollandais. Cependant, les listes de vérifications détaillées du manuel de l'équipage de

conduite fournissent des renseignements sur la façon de maîtriser le roulis hollandais en cas d'anomalie de l'amortisseur de lacet. Il n'y a eu aucune anomalie de l'amortisseur de lacet lors de l'incident du 6 mars 2005.

### **III.5. Essais et recherches :**

#### **III.5.1. Généralités :**

Une série d'examens et d'essais en laboratoire a été effectuée sur les restes de la gouverne de direction du C-GPAT, sur d'autres gouvernes de direction et sur des échantillons. Des analyses de la dynamique du vol, des vibrations aéroélastiques et des données radar ont également eu lieu. Ces travaux ont été exécutés par le constructeur dans ses installations, avec la participation des autorités d'enquêtes nationales concernées et de conseillers spécialistes venus de France, d'Allemagne, des États-Unis et du Canada. La progression des essais a été surveillée et validée par l'équipe d'enquête.

Un certain nombre d'essais et d'analyses ont permis d'éliminer certaines pistes et d'axer l'enquête sur d'autres pistes jugées pertinentes. Dans un souci de clarté, le rapport est centré sur ce second groupe d'activités.

Un petit nombre de programmes d'essais élaborés à la suite du présent incident sont toujours en cours sous l'autorité d'autres organismes. Dans chaque cas, les objectifs du programme se sont écartés de la présente enquête pour cibler des problèmes plus génériques.

#### **III.5.2. Examen de deux gouvernes de direction semblables :**

Les gouvernes de direction des avions numéros de série 592 et 614 ont été retirées du service, puis inspectées dans les installations du constructeur. Ces deux gouvernes de direction ont été choisies parce que leurs panneaux latéraux avaient été fabriqués par l'entreprise Soko dans le cadre du même lot de production que la gouverne de direction du C-GPAT. Ces deux gouvernes de direction ont fait l'objet d'une inspection visuelle et d'une mesure de la rigidité des stratifiés (*elasticity laminate checker test* ou test ELCH) sous la supervision du BST, et aucun dommage n'a été constaté.

#### **III.5.3. Mesure de la rigidité des stratifiés :**

##### **III.5.3.1. Description du test ELCH :**

Le test ELCH est une méthode de contrôle non destructif élaborée par Airbus pour détecter la présence de feuilles de surface décollées sur les panneaux en nid d'abeilles. L'appareil utilisé applique une succion à une petite partie de la surface externe d'un panneau et mesure la déflexion qui en résulte. Si la feuille de surface intérieure ou extérieure se décolle, une déflexion plus grande que la normale sera mesurée. L'avantage de cette méthode d'essai est qu'elle permet de repérer tout décollement sur les feuilles de surface intérieures qui sont difficiles d'accès. Le rapport Airbus TN-EV37-579/90 (18 décembre 1990) décrit les résultats de qualification de la procédure d'inspection ELCH.

##### **III.5.3.2. ELCH 1-Examen complet par grilles de 24 gouvernes de direction de conception similaire :**

Une grille de 75 mm a été apposée sur la partie extérieure des panneaux latéraux des gouvernes de direction, et une lecture ELCH a été effectuée à chaque point de grille.

Chaque gouverne de direction comportait environ 2000 points d'essais par côté. Cet essai permet de détecter des défauts dont le diamètre peut atteindre une taille minimale de 120 mm. Au total, 24 gouvernes de direction ont subi le test, ce qui inclut les premiers avions de la flotte, en termes de cycles de vol et d'heures de vol. Aucun décollement n'a été constaté.

#### ***III.5.3.3. ELCH 2-Examen effectué sur certaines gouvernes de direction :***

Treize gouvernes de direction, dont le numéro de série est proche de la gouverne de direction III1090 (avion numéro de série 361), ont été sélectionnées pour subir des tests ELCH plus poussés. La zone d'essai consistait en une grille de 50 mm disposée le long de tout le profilé en Z, autour des points de levage et le long des attaches de bord de fuite. Aucun décollement important n'a été constaté.

#### ***III.5.4. Examen subi par d'autres gouvernes de direction :***

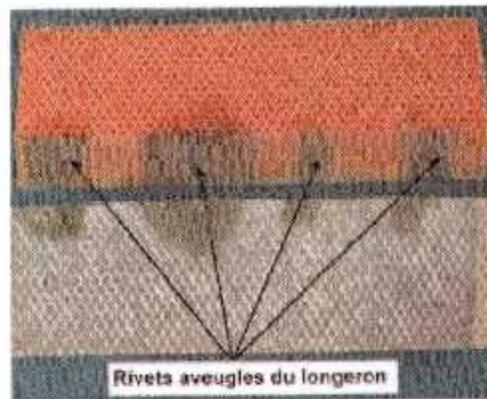
Au cours de l'enquête, des gouvernes de direction endommagées sur des avions d'autres exploitants ont fait l'objet d'un examen plus poussé.

L'extrémité inférieure de la gouverne de direction de l'avion numéro de série 251 a été endommagée accidentellement par un équipement d'entretien lors d'opérations de maintenance périodique ordinaires. Une réparation, incluant le remplacement de la plaque de protection contre la foudre inférieure au moyen d'une polymérisation renforcée par chauffage, a été exécutée. L'essai de percussion effectué après la réparation n'a révélé aucun défaut. Un test ELCH a ensuite été réalisé par mesure de précaution.

Il a permis de conclure que la chaleur appliquée lors du remplacement de la plaque n'avait provoqué aucun décollement du revêtement intérieur dans la zone de remplacement de la plaque. En revanche, la zone située derrière les fixations du bord de fuite, autour de la réparation visant le dommage par contact, n'a pas réussi l'essai de percussion, et un examen supplémentaire en laboratoire a révélé que le revêtement intérieur était presque entièrement décollé dans la zone de réparation.

Le bord de fuite de la gouverne de direction de l'avion numéro de série 361 a été endommagé après avoir été heurté accidentellement par une plateforme de maintenance lors d'une opération de maintenance.

L'inspection effectuée après l'incident a permis de constater un décollement mesurant environ 830 mm de longueur sur 350 mm de hauteur sur la feuille de surface intérieure gauche, près du coin inférieur avant. Une étude des contraintes a indiqué que le décollement n'a pas été provoqué par l'impact contre la plateforme de maintenance.



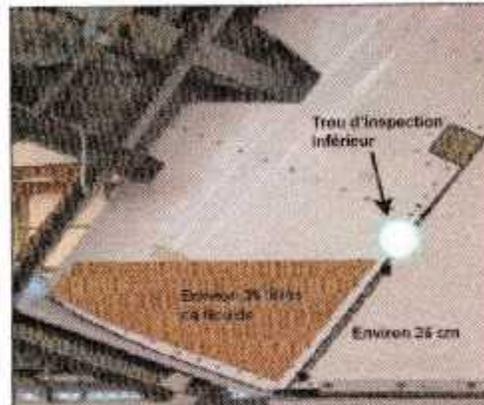
**Figure III.1 : Nid d'abeilles de l'avion  
numéro de série 361  
présentant des taches  
causées par  
l'infiltration de liquide  
hydraulique**

Ce décollement interne n'a pas été décelé par l'essai de percussion externe recommandé dans l'AOT-1. Un examen approfondi a révélé que du liquide hydraulique s'était infiltré dans le panneau latéral gauche autour des attaches aveugles du longeron avant, comme le montre la (figure III.1), et que ce liquide avait altéré l'interface de collage entre le nid d'abeilles et la feuille de surface. Outre la contamination par du liquide hydraulique, cette gouverne de direction présentait des traces d'infiltration d'eau autour de certaines attaches de bord de fuite et au bord d'attaque immédiatement derrière le profilé en Z.

Lors de l'inspection qui a précédé l'application de la nouvelle peinture, environ un litre d'eau a été évacué de la zone entourant le point de levage arrière inférieur droit de la gouverne de direction de l'avion numéro de série 378. L'inspection subséquente a indiqué qu'un ponçage excessif de la vieille peinture avait mis à nu des alvéoles, dans la partie supérieure en GRFP. Le constructeur a alors soumis la surface intégrale des deux panneaux latéraux à un examen aux rayons X, et a constaté d'autres infiltrations d'eau au niveau de certaines vis de bord de fuite. Un examen endoscopique autour des points de levage a montré que des parois alvéolaires du nid d'abeilles avaient été endommagées ou déchirées dans certaines zones touchées.

Lors de l'inspection AOT-1 de la gouverne de direction de l'avion numéro de série 530, deux traces d'irrégularités potentielles ont été relevées sur la face extérieure du panneau latéral droit, leurs dimensions étant respectivement  $80 \text{ cm}^2$  et  $670 \text{ cm}^2$ . Aucune indication visuelle de dommage causé par un impact n'a été constatée à ces endroits. L'examen destructif en laboratoire a permis de déterminer qu'il s'agissait d'un écrasement de l'âme et non d'un décollement. On a ensuite conclu que cet écrasement était survenu durant la polymérisation lors de la fabrication initiale. L'étude des registres de fabrication n'a indiqué aucune dérogation liée à ce dommage. Rien n'indique que cet écart de fabrication a pris de l'ampleur en cours de service. Une analyse des contraintes a permis de déterminer que cet écart avait eu un effet négligeable sur la résistance structurale de la gouverne de direction. La gouverne de direction avait été fabriquée avant la modification 8408 et elle comportait un nid d'abeilles de densité inférieure, plus susceptible de subir un tel dommage par écrasement. Le C-GPAT a été construit après la modification 8408, ce qui signifie qu'il était doté d'un nid d'abeilles ayant une densité supérieure.

À l'occasion de l'inspection recommandée par l'AOT-2, du liquide emprisonné a été trouvé dans la zone avant inférieure de la gouverne de direction de l'avion numéro de série 701 (**Figure.III.2**). Le liquide n'a pas été formellement identifié, mais il s'agirait principalement d'eau mélangée à des saletés contenant peut-être du liquide hydraulique et des fragments de mastic d'étanchéité. D'après les constatations, le niveau de liquide atteignait le trou d'inspection inférieur. En revanche, le caisson de la gouverne de direction à l'arrière du longeron était sec. Les deux orifices de vidange situés dans le nez étaient bouchés. L'essai de percussion n'a révélé aucun signe de décollement. Une inspection aux rayons X et par thermographie effectuée sur les panneaux latéraux, à proximité du liquide, n'a révélé aucune présence de liquide piégé à l'intérieur du sandwich



**Figure.III.2 : Accumulation de liquide dans le nez de la gouverne de direction de l'avion numéro de série 701**

### ***III.5.5. Programme portant sur la contamination par des liquides :***

À la suite des résultats obtenus sur l'avion numéro de série 361, une autre enquête a été diligentée par le National Transportation Safety Board (NTSB), avec l'aide d'Airbus, afin d'aborder les problèmes de contamination par des liquides hydrauliques et leur incidence sur la résistance structurale. Ce programme est en cours, mais les conclusions préliminaires indiquent d'ores et déjà ce qui suit :

- La contamination par des liquides hydrauliques n'a pas d'effets immédiats sur la résistance mécanique; les effets apparaissent au bout d'un certain temps.
- Les effets d'un mélange de liquide hydraulique et d'eau sont plus graves que ceux du liquide hydraulique seul.
- Les effets d'un mélange de liquide hydraulique et d'eau ou d'un liquide hydraulique seul ne sont pas réversibles, tandis que les effets de l'eau seule le sont.

### **III.5.6. Essais de résistance aux chocs :**

Une série d'essais de résistance aux chocs a été réalisée pour permettre de savoir s'ils pouvaient provoquer un décollement entre le nid d'abeilles et les feuilles de surface en CFRP. Des épreuves de chute à partir d'une tour ont été effectuées avec des impacteurs sphériques dotés d'un nez ayant un rayon compris entre 12,5 mm et 100 mm. Les panneaux d'essais comportaient des âmes en nid d'abeilles de 40 mm d'épaisseur ayant une densité de 32 kg/m<sup>3</sup>, ainsi que des feuilles de surface avec un pli en CFRP et un pli en GFRP. Des épreuves de chute plus poussées à partir d'une tour ont été effectuées avec un impacteur sphérique doté d'un nez ayant un rayon de 2000 mm et avec un impacteur cylindrique ayant un rayon de 100 mm. Ces essais se sont soldés par l'écrasement du nid d'abeilles ou la perforation des feuilles de surface, selon le niveau d'énergie appliquée, mais aucun décollement ne s'est produit.

Les chapitres 12-21-11 (Nettoyage), 12-31-11 (Antigivrage) et 12-31-12 (Déneigement et déglçage) du manuel d'entretien aéronef d'Airbus précisent que la pression d'impact générée par des buses de pulvérisation ne doit pas dépasser 0,35 bar. Les pulvérisations haute pression peuvent endommager la structure en nid d'abeilles. Une enquête dans les installations de maintenance et de dégivrage a démontré que l'utilisation de pressions de pulvérisation comprises entre 3,4 et 4,1 bars était monnaie courante, et que des pressions maximales pouvaient atteindre 10,2 bars. Il faut cependant souligner que la force d'impact générée par une buse de pulvérisation dépend de nombreux facteurs, incluant la largeur de la pulvérisation et la distance de la buse par rapport à l'avion. Airbus signale qu'elle n'a pas connaissance de dommages causés par des pressions pouvant atteindre 1 bar au point d'impact. Aucun essai de dommages par impact de liquide n'a été effectué au cours de la présente enquête. Par contre, on considère que la mauvaise utilisation d'une pulvérisation haute pression causerait fort probablement des dommages semblables à ceux causés par l'impact d'un objet contondant et entraînerait l'écrasement de l'âme, mais aucun décollement. On a également indiqué que le C-GPAT avait été dégivré pour la dernière fois le 19 février 2005, soit deux semaines environ avant l'incident.

### **III.5.7. Essais en laboratoire des restes de la gouverne de direction :**

#### **III.5.7.1. Généralités :**

Seule une petite partie de la gouverne de direction du C-GPAT a été récupérée. Les résidus de nid d'abeilles ont été examinés, et leur densité était conforme aux dessins de fabrication.

Un examen par microscopie photonique des spécimens de la gouverne de direction a dévoilé la section transversale en forme de haricot typique des fibres de carbone Toray T300, qui est conforme aux spécifications de conception.

Des spécimens ont été prélevés sur les feuilles de surface en CFRP des deux panneaux latéraux, la nervure 0, le longeron avant et la ferrure côté empennage du point d'articulation 7. Un seul écart par rapport aux dessins techniques a été constaté : une couche de renfort supplémentaire disposée sur le longeron avant, autour d'un des trous d'accès, était orientée dans le mauvais sens. Les registres de fabrication ne font état d'aucune dérogation concernant cet écart. La rupture du longeron avant n'a pas traversé cette superposition de couches. Une étude des contraintes a permis de conclure que cet écart avait une incidence négligeable sur la résistance et la rigidité. Hormis cet écart, toutes les superpositions de couches étaient conformes aux dessins du constructeur.

### III.5.7.2. Collage entre le nid d'abeilles et les feuilles de surface :

On évalue habituellement la qualité du collage entre le nid d'abeilles et les feuilles de surface au moyen d'un essai de pelage par cylindre rotatif. Les restes intacts de la gouverne de direction étant insuffisants, il n'a pas été possible de procéder à cet essai. La seule autre méthode d'évaluation de ce collage consiste à examiner la forme du ménisque à l'interface entre le nid d'abeilles et les feuilles de surface. On a prélevé un certain nombre de spécimens de section transversale afin d'en examiner le ménisque. Globalement, la formation du ménisque était identique à celle des panneaux de référence.

### III.5.7.3. Collage au niveau du profilé en Z :

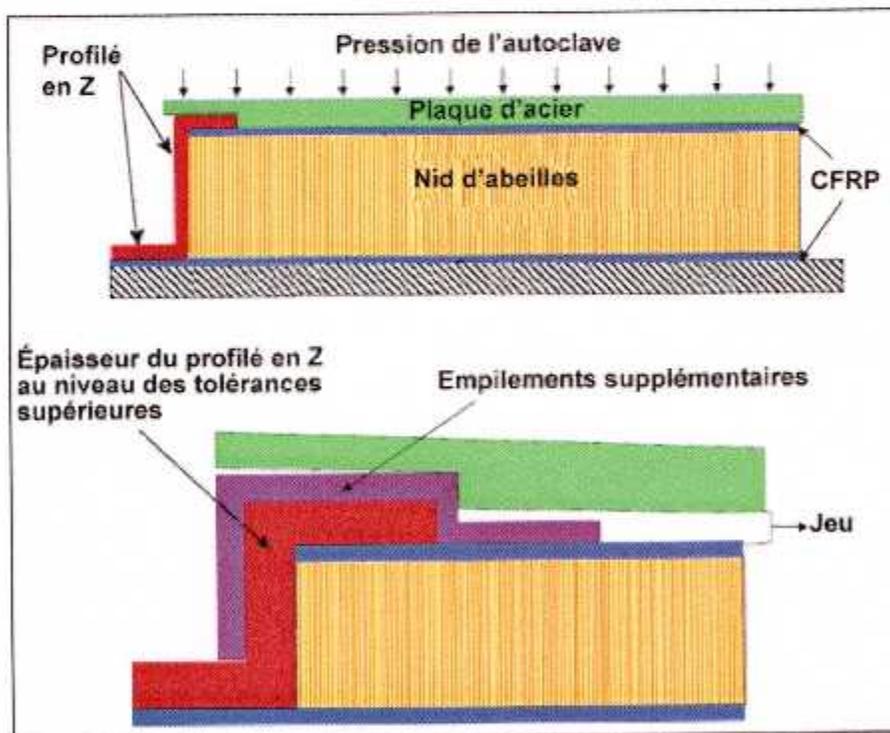


Figure III.3 : Pression de collage insuffisante près du profilé en Z

Les bords avant et inférieur de chaque panneau latéral de gouverne de direction sont garnis d'un profilé en Z. Des spécimens de collage du revêtement intérieur prélevés près du profilé en Z, le long du bord avant du panneau latéral gauche de la gouverne de direction, comportaient un ménisque dont l'aspect est révélateur d'une pression de collage insuffisante sur une largeur de 20 mm. L'enquête a montré que cet aspect était dû soit à une pression insuffisante de la plaque d'acier durant la polymérisation résultant d'un mauvais positionnement du profilé en Z ou d'une succession de jeux au niveau des composants. À la

**Figure.III.3.** le croquis du haut montre l'application appropriée de l'autoclave durant la polymérisation, tandis que le croquis du bas montre comment des tolérances dimensionnelles peuvent entraîner une pression de collage insuffisante près du profilé en Z.

#### ***III.5.7.4. Collage inter laminaire entre les couches de feuilles de surface :***

La qualité du collage inter laminaire entre les différentes couches de feuilles de surface a été évaluée par l'intermédiaire d'un examen microscopique des sections. Aucune caractéristique inhabituelle qui aurait indiqué une mauvaise qualité de collage n'a été observée.

#### ***III.5.7.5. Collage de jonction :***

Une pâte a été utilisée pour effectuer le collage sur le pourtour des blocs de nid d'abeilles. De petits jeux ont été observés dans la zone de collage à certains endroits, mais leurs conséquences sur la résistance de la jonction sont minimales. Des essais par spectroscopie infrarouge ont confirmé que le matériau de collage de jonction utilisé était approprié.

#### ***III.5.7.6. Type de résines :***

Des résines prélevées sur les restes de la gouverne de direction ont été identifiées au moyen d'essais par spectroscopie infrarouge combinés à des examens microscopiques visuels. Les résines de la gouverne de direction correspondaient à des résines Hexcel F550 pour le CFRP et EHG250 ou EP112 pour le GFRP, mais il n'a pas été possible de discerner les résines EHG250 des résines EP112, leur formulation et leur processus de fabrication étant similaires. Les essais ont confirmé que des types de résines approuvés ont été utilisés.

#### ***III.5.7.7. Polymérisation des résines :***

Des analyses calorimétriques à compensation de puissance ont été réalisées afin de déterminer la conformité de la polymérisation des résines. Toutes les polymérisations ont dépassé les 98 %. Avec ces types de résine, toute valeur supérieure à 95 % est acceptable.

#### ***III.5.7.8. Remplacement des plaques de protection contre la foudre :***

La zone englobant la plaque inférieure droite de protection contre la foudre réparée récemment a été examinée. La spectroscopie infrarouge a permis de constater que l'adhésif utilisé pour coller les nouvelles plaques était de l'Hysol EA934 NA, comme le précisait le manuel de réparations structurales. Un spécimen de section transversale de la couche en CFRP apposée sous la plaque a été inspecté au microscope, et la seule caractéristique inhabituelle décelée a été une fissure de matrice dans le CFRP. Afin d'avoir une référence aux fins de comparaison, une plaque a été pelée d'un panneau latéral de gouverne de direction comparable. L'essai de percussion effectué sur le spécimen de comparaison a révélé que le pelage n'avait pas entraîné de décollement, et un examen microscopique de la section transversale de CFRP a permis de déceler une fissure de matrice identique à celle décelée dans la gouverne de direction en question.

#### ***III.5.7.9. Particules de peinture au niveau du profilé en Z :***

La zone voisine des particules de peinture du profilé en Z a été examinée par EDX. Cette analyse n'a montré aucune trace de titane ou de limailles d'acier dans les zones montrant des

particules de peinture, qui aurait été causée par un contact avec des attaches mécaniques de la partie supérieure de la gouverne de direction qui s'est détachée vers le bas.

#### **III.5.7.10. Dommages causés par une explosion :**

Les restes de la gouverne de direction et la dérive ont été inspectés à l'oeil nu par des spécialistes en explosifs de la police allemande. L'inspection n'a révélé aucun signe de dommage ou de traces de résidus en forme d'étoile, comme cela aurait été le cas si une explosion s'était produite.

#### **III.5.8. Essais sur double éprouvette en porte-à-faux (DCB) :**

L'essai DCB (*double cantilever beam test*), spécification D5528 de l'American Society for Testing and Materials, a été adapté pour déterminer la ténacité à la rupture de l'interface entre l'âme en nid d'abeilles et les feuilles de surface. L'éprouvette standard mesure 50 mm de largeur, 220 mm de longueur et comporte une crique ayant une longueur initiale de 35 mm. Dans le cadre de la présente enquête, on a modifié l'éprouvette par rapport à la norme afin d'installer des tôles de renfort en aluminium de 0,8 mm et 1,6 mm d'épaisseur par-dessus les feuilles de surface en vue d'obtenir des angles de pelage plus représentatifs d'un décollement qui se propage. Les échantillons DCB subissent actuellement des essais statiques et de fatigue.

#### **III.5.9. Propagation du décollement :**

##### **III.5.9.1. Éléments d'information concernant les gouvernes de direction AFRP de conception antérieure :**

Auparavant, lorsqu'ils concevaient les gouvernes de direction, les constructeurs utilisaient du GFRP en guise de couche de raccordement entre le nid d'abeilles et le CFRP uniquement dans la zone renforcée entourant les actionneurs hydrauliques. Ailleurs, les constructeurs utilisaient du plastique AFRP. Le plastique AFRP se caractérisait par une mauvaise résistance de l'adhésion du revêtement intérieur. Les revêtements intérieurs de ce type de gouvernes de direction ont subi des décollements importants en cours d'exploitation. Les gouvernes de direction AFRP de conception antérieure étaient dotées de panneaux latéraux en deux parties, une partie supérieure et une partie inférieure. Sur la gouverne de direction de l'avion numéro de série 237, la propagation du décollement a été arrêtée par la jonction de ces deux parties et ne s'est pas étendue au-delà. Des décollements ont été décelés en cours d'exploitation à l'occasion d'une vérification périodique, mais ils n'ont pas entraîné la séparation de la gouverne de direction ni altéré les performances de l'appareil. Les gouvernes de direction en AFRP ne sont plus en service.

##### **III.5.9.2. Effets de la température :**

Des essais ont été réalisés pour permettre d'étudier les effets de la température sur la résistance hors plan, en termes de résistance au pelage par cylindre rotatif et de ténacité à la rupture (G<sub>Ic</sub>) mesurées au moyen d'un test DCB modifié. Les essais de pelage par cylindre rotatif se sont déroulés à température ambiante et à -55 °C. À température ambiante, les ruptures se sont le plus souvent produites dans l'âme en nid d'abeilles, tandis qu'à -55 °C., elles se sont produites dans le plan de jonction d'interface entre le nid d'abeilles et la feuille de surface. On a constaté que la résistance au pelage à basse température était considérablement réduite, jusqu'à environ 45 à 67 % de sa valeur à température ambiante. L'angle de pente

utilisé dans cette méthode d'essai n'est pas représentatif de l'angle faible auquel un décollement se propagerait dans la gouverne de direction, c'est pourquoi des essais DCB ont également eu lieu.

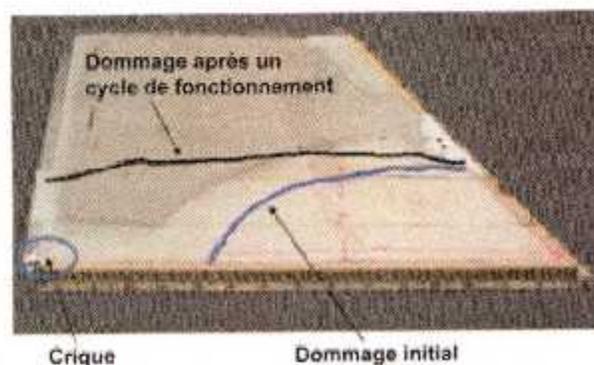
Des essais DCB ont été effectués à température ambiante et à  $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ .. Dans tous les cas, la rupture avait tendance à se produire dans l'âme en nid d'abeilles, quelle que soit la température. En revanche, les essais réalisés à basse température ont démontré des valeurs de ténacité à la rupture inférieures d'environ 20 %. De plus, la propagation du décollement à température ambiante était stable et continue, tandis qu'elle était instable à basse température.

### ***III.5.9.3. Essais de cycles de fonctionnement sous vide :***

Des panneaux d'essais présentant divers dommages naturels et artificiels ont été placés dans une chambre à vide et ont subi des cycles à une pression différentielle de  $-0,7\text{ bar}$  afin de simuler des cycles de fonctionnement sol-air. Les essais ont été accélérés, chaque cycle ayant une durée de 90 secondes depuis le sol jusqu'en altitude et de l'altitude jusqu'au sol. En temps réel, un cycle de vol dure 540 minutes. La durée de vie d'un avion est de 48 000 cycles. Pour obtenir des résultats prudents, on a scellé complètement les bords de tous les panneaux mis à l'essai afin d'éviter toute infiltration d'air.

Les résultats suivants ont été obtenus :

- Un échantillon prélevé sur le panneau latéral gauche endommagé de la gouverne de direction de l'avion numéro de série 361, qui comportait la zone décollée (environ  $2256\text{ cm}^2$ ), a été soumis à des cycles de fonctionnement sous vide à température ambiante. La zone englobant le dommage a pratiquement doublé instantanément à une pression de  $0,44\text{ bar}$  (absolue). Le phénomène, dont la propagation a été rapide, s'est traduit par une explosion forte et violente et a causé des dommages à l'intérieur de l'enceinte d'essais. Pendant l'essai, une crique superficielle s'est propagée dans la feuille de surface en CFRP au niveau de la bordure du panneau (**figure.III.4**). Cette fracture a interrompu la propagation du dommage en supprimant la pression différentielle.



**Figure III.4 : Propagation des dommages après un cycle de fonctionnement sous vide (gouverne de direction de l'avion numéro de série 361)**

- Un échantillon prélevé sur le panneau latéral droit de la gouverne de direction de l'avion numéro de série 361 a également été soumis à des tests. Du fait qu'il était intact, un décollement artificiel (environ 338 cm<sup>2</sup>) a été créé. L'échantillon a ensuite été soumis à un cycle de fonctionnement sous vide avec un changement de pression (DELTA P) de -0,7 bar à température ambiante. Le spécimen a subi l'ensemble du programme d'essai sans se rompre.
- Huit panneaux d'essai ont été construits comprenant des âmes d'une densité de 24 et de 32 kg/m<sup>3</sup> et des épaisseurs de 30 et 40 mm. On a causé des dommages en allongeant un décollement au moyen d'un coup de couteau. Les dommages artificiels avaient des diamètres compris entre 100 et 250 mm. Lorsqu'ils ont été exposés à des charges cycliques sous vide, quatre de ces panneaux ont montré une croissance lente mais constante du décollement et ont fini par se rompre à la suite d'une propagation rapide.
- Une éprouvette provenant du programme d'essai d'impact par objet contondant et dont l'âme avait été écrasée mais qui ne présentait aucun décollement a subi 10 000 cycles de vol sans que le dommage ne se propage.

### *III.5.10. Analyse des vibrations aéroélastiques :*

#### *III.5.10.1. Analyse d'un événement dynamique :*

Les indications de charge latérale relevées dans les données DFDR et DAR coïncidaient, excepté pendant un intervalle de deux secondes au début de l'incident, ce qui laisse penser qu'un événement dynamique a pu se produire. La cadence d'échantillonnage étant seulement de 4 Hz, il n'a pas été possible de déterminer l'amplitude et la fréquence du signal dynamique. Le signal a donc été analysé au moyen d'une méthode d'ajustement de courbes expérimentale manuelle simpliste. Cette méthode d'analyse n'a pas abouti à une solution unique.

Il a cependant été possible de corroborer les données DFDR et DAR en supposant une composante de fréquence basse et élevée, ainsi qu'une perte d'amortissement, et en supposant que la première partie du signal était divergente et que la seconde partie était stable. Étant donné qu'un événement dynamique s'est produit, et que les vibrations aéroélastiques sont un phénomène dynamique, on a analysé les vibrations aéroélastiques afin de savoir s'il était possible de trouver un scénario indiquant la présence des vibrations aéroélastiques avant ou après la rupture de la gouverne de direction, qui corrobore les données disponibles.

#### *III.5.10.2. Méthode d'analyse :*

On a réalisé une analyse théorique des vibrations aéroélastiques afin d'étudier les effets des différents scénarios de rupture sur les caractéristiques de vibrations aéroélastiques de l'aéronef. L'analyse a été réalisée sur un modèle d'avion complet, à partir des calculs de vibrations aéroélastiques avec 70 modes et un amortissement structural de 1 %. La même méthode d'analyse des vibrations aéroélastiques a été utilisée pour la certification initiale, et à l'époque, celle-ci a été corroborée à la fois par des essais de vibrations au sol et des essais en vol. La méthode d'analyse de treillis en doublet utilisée a des limites susceptibles d'influencer la précision des prédictions lorsque, par exemple, le panneau de revêtement est décollé sur un seul panneau latéral. Une enquête préliminaire portant sur les techniques de pointe a été

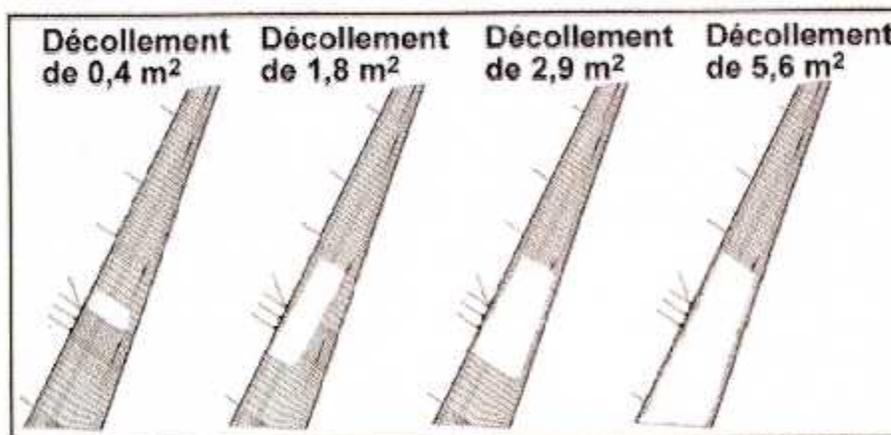
menée, mais le stade de développement de ces approches n'était pas suffisamment élaboré pour apporter une valeur ajoutée à l'analyse.

### III.5.10.3. Analyse de référence :

Le cas de référence représentait un avion exempt de dommages structuraux. L'analyse des vibrations aéroélastiques a révélé que le mécanisme de couplage de partie inférieure comprenait un mode de flexion de la dérive de 6,76 Hz et un mode de rotation de la gouverne de direction de 13,18 Hz. Les marges d'amortissement étaient suffisantes, tant à la vitesse de l'incident, soit une vitesse de 270 KCAS, qu'à la vitesse de conception en piqué de 406,5 KCAS.

### III.5.10.4. Scénarios de rupture :

Des analyses de vibrations aéroélastiques ont été réalisées afin d'étudier les conséquences des scénarios de rupture structurale ci-dessous :



**Figure III.5 : Scénarios de décollement étudiés lors de l'analyse des vibrations aéroélectriques**

- **Décollement** - Les scénarios présentaient des degrés de décollement variables entre l'âme en nid d'abeilles et la feuille de surface intérieure, comme le montre la **Figure III.5**. Des décollements sur une seule face ont été étudiés sur le panneau gauche, sur le panneau droit et sur les deux panneaux. On a réalisé une simulation de décollement entre l'âme et la feuille de surface au cours de l'analyse en diminuant la rigidité de la feuille de surface jusqu'à zéro ou 20 % de sa valeur d'origine dans la zone concernée. L'analyse a indiqué une augmentation de la tendance aux vibrations aéroélastiques en présence de décollements plus importants; elle a par ailleurs démontré que des décollements sur les deux faces étaient plus critiques que des décollements sur une seule face. Aucune différence notable n'a été relevée entre les décollements du côté gauche et ceux du côté droit. Aucune vibration aéroélastique n'a été observée lorsque la rigidité a été réduite à 20 %. Lorsqu'elle a été réduite à 0 %, le scénario de décollement de 2,9 m<sup>2</sup> sur les deux faces et le scénario de décollement de 5,6 m<sup>2</sup> sur une seule face ont été caractérisés par des vibrations aéroélastiques brutales au-dessous de 150 KCAS. Un examen plus poussé du scénario de décollement de 5,6 m<sup>2</sup> sur une seule face, dans une plage de rigidité comprise entre 0 et 20 %, a démontré que la vitesse d'apparition des vibrations aéroélastiques diminuait au fur et à mesure que l'on réduisait la rigidité, et que cette diminution était stable et continue jusqu'à une rigidité d'environ 5 %, moment à partir duquel les vibrations ont

commencé. Avec une rigidité inférieure à 5 %, la fréquence et l'amortissement ont diminué rapidement, ce qui a entraîné des vibrations aéroélastiques.

- **Séparation de la gouverne de direction (*free rudder*)** - Ce scénario simulait une fracture de la gouverne de direction dans le sens de la corde juste au-dessus des actionneurs hydrauliques, ce qui a conduit à une séparation de la partie supérieure de la gouverne de direction. Ce modèle a démontré des modes de vibration multiples au-dessous de 270 KCAS, vitesse de l'appareil au moment de l'incident.
- **Enlèvement des vis de bord de fuite** - Ce scénario simulait le retrait de toutes les vis de bord de fuite. L'analyse a montré que le comportement des vibrations de ce modèle n'avait pratiquement pas changé par rapport au scénario de référence. Ceci s'explique par le fait que le raccord de bord de fuite était toujours intact, ce qui fait que la cellule de torsion était toujours fermée.
- **Enlèvement du raccord de bord de fuite** - Ce scénario simulait l'enlèvement, à des degrés variables, du raccord de bord de fuite. L'analyse a montré que la tendance aux vibrations augmentait au fur et à mesure que la taille du dommage augmentait, et que des vibrations à l'intérieur du domaine de vol étaient possibles en présence d'une zone endommagée plus grande.
- **Rupture du longeron avant** - Ce scénario supposait une rupture du longeron avant de la gouverne de direction, au-dessus des actionneurs hydrauliques. L'analyse n'a révélé qu'une légère altération du couplage des vibrations aéroélastiques des modes de rotation de la gouverne de direction et de flexion de la dérive par rapport au scénario de référence.
- **Perte de la gouverne de direction au-dessous de la charnière 2** - Ce scénario supposait que la partie de la gouverne de direction située au-dessous du point d'articulation 2 avait été perdue. L'analyse a indiqué que la fréquence de rotation de la gouverne de direction avait augmenté considérablement en raison de la masse amoindrie de la gouverne de direction, mais qu'il n'y avait pas de couplage.
- **Décollement dans l'extrémité supérieure** - Ce scénario supposait un décollement important sur une seule face au niveau de l'extrémité supérieure de la gouverne de direction. Une rigidité de 20 % a été prise en compte dans la zone de décollement. L'analyse n'a révélé qu'une petite modification de l'amortissement par rapport au scénario de référence.
- **Rupture des charnières** - Les cinq scénarios de rupture ci-après ont été évalués : rupture de la charnière 1; rupture de la charnière 7; rupture des charnières 1 et 7; rupture des charnières 6 et 7; rupture des charnières 5, 6 et 7. L'analyse a montré que les scénarios de rupture de la charnière 7 et des charnières 1 et 7 ont conduit à des vibrations aéroélastiques, mais que celles-ci sont survenues au-delà de 400 KCAS, en dehors du domaine de conception. Les autres scénarios n'ont révélé aucun couplage critique de vibrations aéroélastiques.
- **Rigidité des charnières** - Les trois scénarios de rupture suivants ont été évalués : 75 % de rigidité nominale avec les 7 charnières; 50 % de rigidité nominale avec les 7 charnières; 25 % de rigidité nominale avec les 7 charnières. Aucun de ces scénarios n'a révélé une détérioration importante du couplage des modes de flexion de dérive et de rotation de la gouverne de direction, par rapport au scénario de référence.

- **Rigidité des actionneurs hydrauliques** - Les trois scénarios de rupture suivants ont été évalués : 75 % de rigidité nominale avec les 3 actionneurs hydrauliques; 50 % de rigidité nominale avec les 3 actionneurs hydrauliques; 25 % de rigidité nominale avec les 3 actionneurs hydrauliques. L'analyse a montré que la réduction de la rigidité des actionneurs hydrauliques a entraîné une augmentation de la tendance aux vibrations aéroélastiques. À une rigidité de 25 %, une vitesse de vibration de 268 KCAS a été calculée.
- **Désaccouplement d'un seul actionneur hydraulique** - Les trois scénarios de rupture suivants ont été évalués : désaccouplement de l'actionneur au niveau de la charnière 2; désaccouplement de l'actionneur au niveau de la charnière 3; désaccouplement de l'actionneur au niveau de la charnière 4. L'analyse n'a révélé aucune vibration aéroélastique avec un seul actionneur désaccouplé. Une analyse approfondie a révélé que, lorsqu'on simule une double panne hydraulique, la réduction de la fréquence du mode de rotation de la gouverne de direction était seulement de 0,33 Hz et qu'elle n'entraînait pas de vibrations.
- **Rigidité de l'actionneur par rapport au désaccouplement de l'actionneur** - Une analyse comparative des deux scénarios précédents a indiqué que le désaccouplement d'un seul actionneur hydraulique avait les mêmes conséquences qu'une rigidité nominale de 66 % pour chacun des trois actionneurs.
- **Rupture du raccord de fixation de la dérive** - Une analyse de vibrations aéroélastiques a été effectuée en vue de déterminer les conséquences découlant de la rupture des raccords de fixation principale de la dérive en cas de vibrations. L'analyse a montré que la rupture d'un raccord ou des deux raccords de fixation arrière de la dérive n'avait pas entraîné un couplage critique des vibrations aéroélastiques.
- **Augmentation de la masse de la gouverne de direction** - Ce type de gouverne de direction n'est pas équilibré statiquement. Toute circonstance qui fait augmenter la masse de la gouverne de direction et qui déplace son CG vers l'arrière, très loin de l'axe de charnière, a un effet défavorable sur la marge de vibrations. Des couches de peintures excessives ou une infiltration de liquide sont des exemples de phénomènes susceptibles de provoquer de tels effets.
  - **Augmentation de la masse au niveau du bord de fuite** - L'analyse simulait une augmentation de la masse de la gouverne de direction par l'augmentation du poids des vis du bord de fuite. L'analyse a permis de constater qu'il était nécessaire de répartir 142 kg au niveau du bord de fuite pour générer des vibrations aéroélastiques à une vitesse de 270 noeuds, vitesse de l'appareil lors de l'incident. L'analyse a également établi qu'avec une masse supplémentaire de 71 kg, l'amortissement était approprié dans les conditions de l'incident.
  - **Augmentation de la masse de la peinture** - L'analyse simulait une augmentation de masse répartie uniformément sur la surface de la gouverne de direction. Il a été établi qu'à la vitesse à laquelle s'était produit l'incident (270 noeuds), le supplément de masse n'avait pas réduit l'amortissement de manière importante. À des vitesses élevées, l'ajout de la peinture supplémentaire initiale de 19,3 kg a considérablement réduit l'amortissement.

- **Accumulation de liquide dans la gouverne de direction** - Une analyse des vibrations aéroélastiques a été effectuée afin de déterminer les conséquences d'une accumulation de liquide dans le bord d'attaque de la gouverne de direction, telle qu'elle a été constatée dans la gouverne de direction de l'avion numéro de série 701. On a déduit que cette masse supplémentaire a eu des effets négligeables sur les vibrations aéroélastiques, car elle était concentrée très près de l'axe de charnière.

#### **III.5.10.5. Synthèse des analyses portant sur les vibrations aéroélastiques :**

Les analyses ont indiqué que des vibrations aéroélastiques pouvaient se produire dans les limites du domaine de certification pour trois scénarios de détérioration :

- séparation de la gouverne de direction (*free rudder*) ou d'une partie de la gouverne de direction;
- diminution importante de la rigidité des actionneurs hydrauliques;
- réduction importante de la rigidité en torsion de la gouverne de direction en raison d'un décollement important ou de la rupture du raccord de bord de fuite.

Dans tous ces scénarios, les dommages nécessaires étaient importants et dépassaient les exigences de certification.

#### **III.5.11. Analyse des vibrations aéroélastiques dans le domaine temporel :**

##### **III.5.11.1. Généralités :**

Les résultats des analyses de vibrations aéroélastiques décrits ci-dessus ont été présentés graphiquement sous forme de courbes de fréquence et d'amortissement en fonction de la vitesse. Afin de corréler ces analyses de vibrations aéroélastiques avec les résultats de l'analyse de la dynamique du vol et les données d'enregistrement, qui étaient présentés sous forme de courbes en fonction du temps, l'analyse des vibrations aéroélastiques dans le domaine temporel ci-après a été réalisée afin d'observer l'amplitude des vibrations aéroélastiques en fonction du temps.

##### **III.5.11.2 Méthode d'analyse :**

Une analyse des vibrations aéroélastiques dans le domaine temporel a été réalisée pour deux des trois scénarios de détérioration : décollement de  $5,6 \text{ m}^2$  sur une seule face avec un panneau d'origine ayant une rigidité inférieure à 5 %; et séparation de la partie supérieure de la gouverne de direction. L'objectif était de produire des diagrammes de variation en fonction du temps et de corréler les charges résultantes. L'analyse a été exécutée par intervalles de 0,001 seconde. La structure a été excitée avec une force latérale de 1 kilonewton (kN) à l'extrémité de la dérive, qui a fait office d'impulsion démarrant à l'intervalle de temps 100 avec une durée de 0,1 seconde.

Les variables ci-dessous ont été examinées :

- débattement de la gouverne de direction (parties supérieure, intermédiaire et inférieure);
- charges au niveau des sept charnières;
- forces au niveau des trois actionneurs;
- charges au niveau des raccords de fixation de la dérive (partie avant, intermédiaire et arrière);
- accélérations latérales (poste de pilotage, CG/DFDR, fixation de la dérive, extrémité de la dérive, parties supérieure et inférieure de la gouverne de direction)

### III.5.11.3. Résultats :

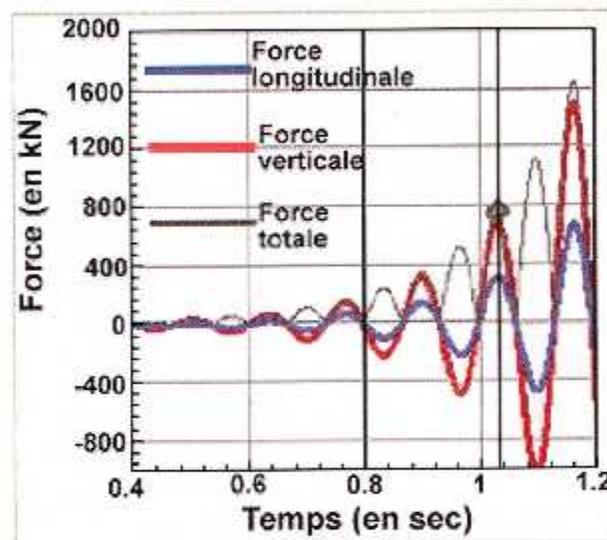


Figure III.6. Réaction caractéristique aux charges démontrée par l'analyse des vibrations aéroélastiques dans le domaine temporel

Dès l'excitation, les amplitudes de toutes les réactions ont commencé à croître. La **Figure III.6.** montre une réaction caractéristique aux charges au niveau de la fixation de dérive arrière gauche. En présence d'une charge ultime de calcul, la force maximale qui s'exerce au niveau de la fixation de dérive arrière est d'environ 700 kN et, d'après les dommages causés aux raccords de fixation, on sait que les charges appliquées durant l'incident ont dépassé la résistance ultime. C'est pourquoi l'intervalle de temps durant lequel la charge a excédé 700 kN a été choisi comme point de référence pour chaque scénario.

Toutes les autres variables surveillées ont été mesurées à l'intérieur d'un domaine englobant l'intervalle de temps de référence, tous les maxima ne s'étant pas manifestés au même moment. Leur valeur de pointe dans cette enveloppe a été enregistrée.

Les deux scénarios étudiés n'ont mis en lumière aucune contradiction par rapport aux contraintes, comme la charge de rupture de la fixation de la dérive et la rotation maximale de la gouverne de direction.

Le scénario de rupture de la partie supérieure de la gouverne de direction n'a démontré aucune charge de charnière importante dirigée vers l'avant ou vers l'arrière, et les fixations de la dérive auraient cédé avant les charnières. Du fait que ces constatations vont à l'encontre des dommages observés, ce scénario n'a pas été retenu comme scénario de détérioration réaliste.

Le scénario d'un décollement de  $5,6 \text{ m}^2$  sur une seule face avec un panneau d'origine ayant une rigidité inférieure à 5 % a démontré des charges de charnière importantes vers l'avant ou vers l'arrière. L'analyse des vibrations aéroélastiques dans le domaine temporel a indiqué que la charnière 5 aurait cédé en premier et que cette rupture serait survenue avant que les raccords de fixation principale de la dérive soient endommagés.

Une deuxième analyse des vibrations aéroélastiques dans le domaine temporel a été effectuée afin d'étudier ce scénario avec une charnière 5 défaite. Cette analyse a prouvé qu'après la rupture de la charnière 5, les charges de la charnière 6 ont dépassé les charges admissibles alors que les fixations arrière de la dérive atteignaient un niveau excédant les charges ultimes sans toutefois dépasser les charges de rupture.

### **III.6. Commandes de vol :**

#### **III.6.1. Généralités :**

Les Commandes de vol sont des dispositifs qui permettent de provoquer des évolutions de l'avion autour des axes de référence.

On distingue :

- Les commandes de vol primaires grâce auxquelles on commande les évolutions (gouvernes).
- Les commandes de vol secondaires grâce auxquelles on modifie la configuration aérodynamique de l'avion.

Le pilote dispose de commandes pour actionner les gouvernes et leur association avec les axes de référence est donnée par le tableau ci-dessous.

Axe de référence	commande	gouverne
tangage	manche	profondeur
roulis	volant	ailerons
lacet	palonniers	direction

**Tableau III.1 : les gouvernes et leur association avec les axes de références**

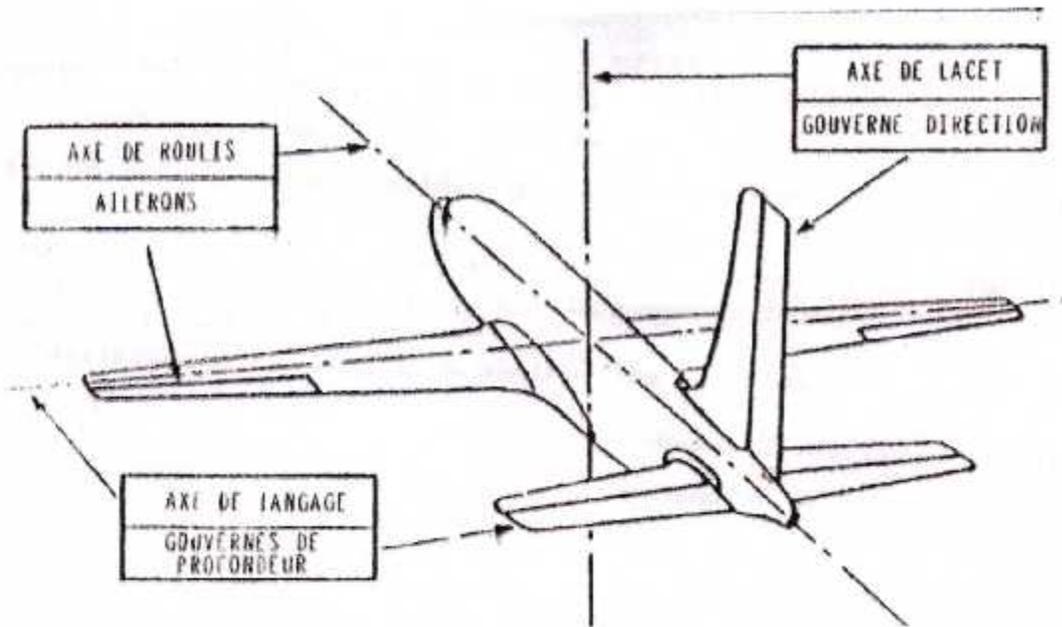


Figure III.7. les axes du référence de l'avion

La liaison entre commande et gouverne peut être :

- Mécanique : câbles, biellettes et éventuellement assistance de compensateur d'évolution.
- Hydraulique : câbles, bielles...servo-commandes et éventuellement consistance de compensateurs d'évolution.
- Electrique : des signaux électriques sont directement envoyés aux servo-commandes.

### III.6.2. Commande de vol mécanique directe :

La liaison entre la commande et la gouverne est assuré par des biellettes et des câbles. Nous vous proposons un schéma de principe de commande de direction à titre d'exemple.

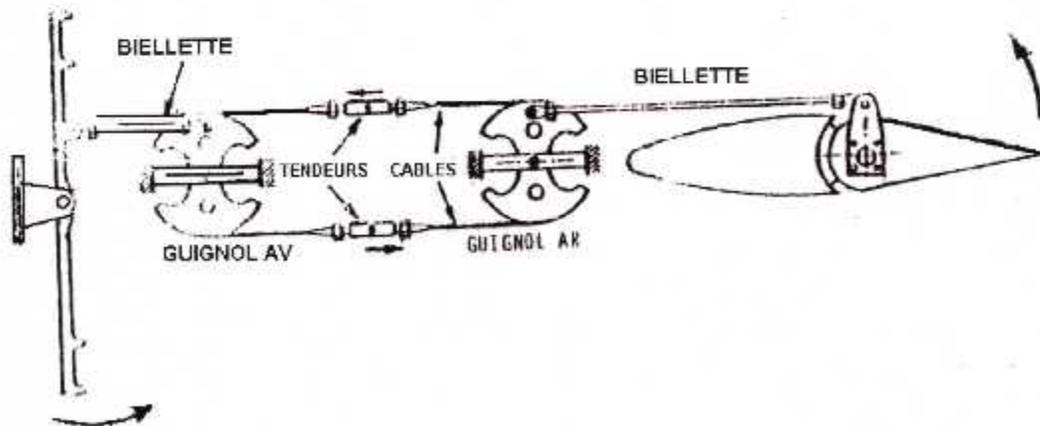


Figure III.8. : Schéma de principe de commande de direction

### III.6.3. Efforts dans les commandes :

A titre indicatif, dans le cas de commandes directes, et en prenant comme référence les recommandations de l'annexe 8 de L'O.A.C.I., les efforts maximales admissibles par le pilote sur les trois axes sont les suivants :

commande	efforts	
Gauchissement (volant)	$22,5D$ en daN.m	D=diamètre de volant en mètre
Profondeur (manche)	90 daN	
Direction (palonniers)	135 daN	

Tableau III.2. efforts dans les commandes

La courbe d'efforts en fonction du braquage gouverne à la forme suivante :

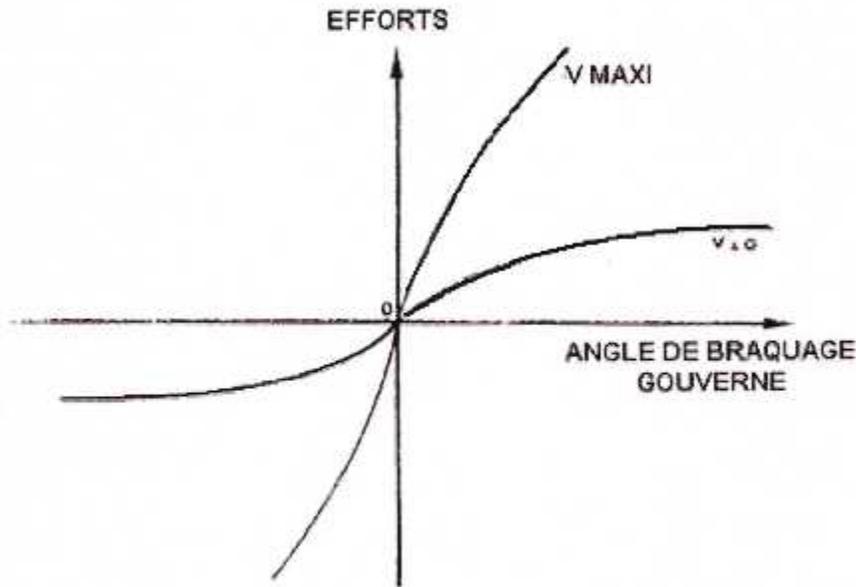


figure III.9. la courbe d'effort en fonction de braquage gouverne

La structure doit avoir une résistance suffisante pour supporter les efforts appliqués sur les gouvernes dans les divers cas de vol et en particulier en cas de panne d'un propulseur au décollage (avant compensation).

La structure doit pouvoir supporter les moments de charnières limites résultant de l'application sur les gouvernes des charges dues aux rafales au sol.

#### III.6.4. La servo-commande :

##### III.6.4.1. Généralité :

- Une servo-commande est un organe ou un ensemble d'organes capables de reproduire un signal d'entrée et qui utilise une énergie de servitude (hydraulique) pour effectuer tout ou partie de travail nécessaire au déplacement de la gouverne (signal de sortie) ou au maintien de son braquage.
- La servo-commande est installée entre la commande pilote et la gouverne.
- Le signal d'entrée ou de commande ne demande que peu ou pas de travail, une servo-commande peut donc être assimilée à un compensateur

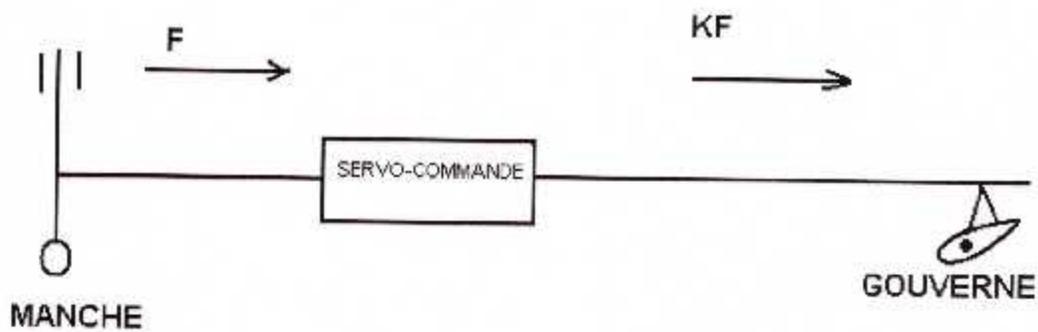


Figure III.10. servo-commande

**III.6.4.2. Servo-commande A 330 :**

• *Description et fonctionnement :*

Le tiroir distributeur 1 est commandé par le levier repéré 2 .la partie inférieure de ce levier à la forme d'une came. Le doigt de verrouillage repéré 3 est normalement effacé sous l'action de la pression d'alimentation. Le levier repéré 4 reçoit à sa partie inférieure les ordres en provenance de la commande poste.

Les deux leviers repérés 2 et 4 sont montés libre sur le même axe. Leur conjugaison est assurée par un galet appliqué par un ressort 5 dans le creux de la came du levier repéré 2 .ce montage assure une sécurité en cas de grippage du tiroir distributeur.

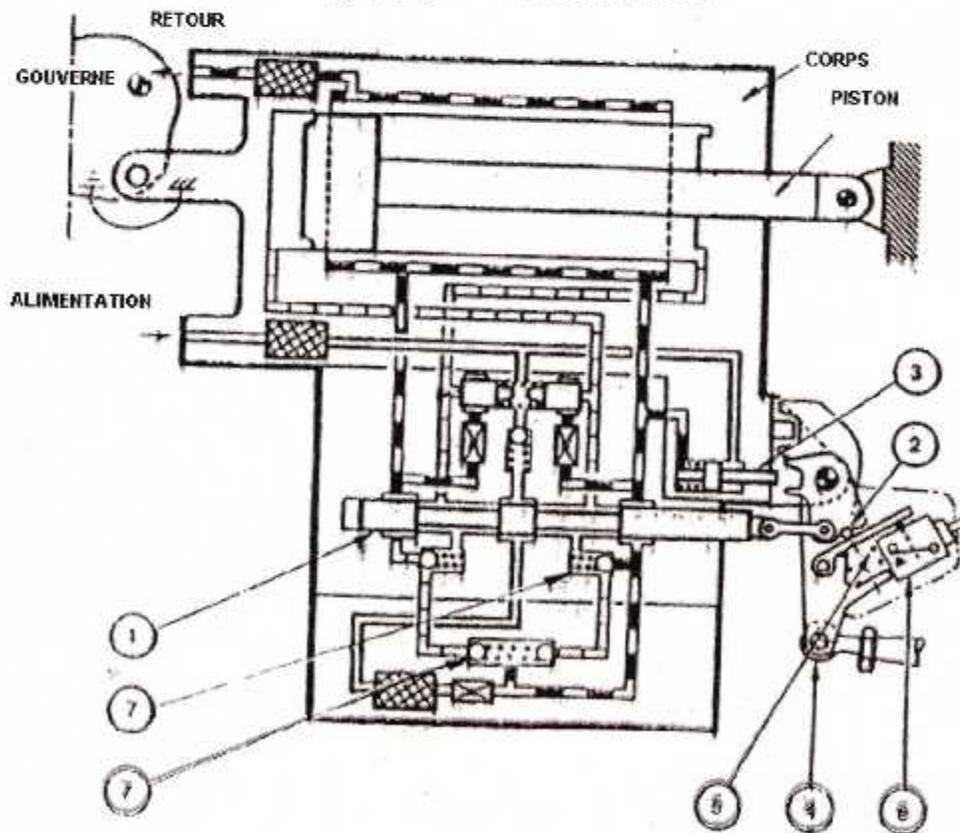
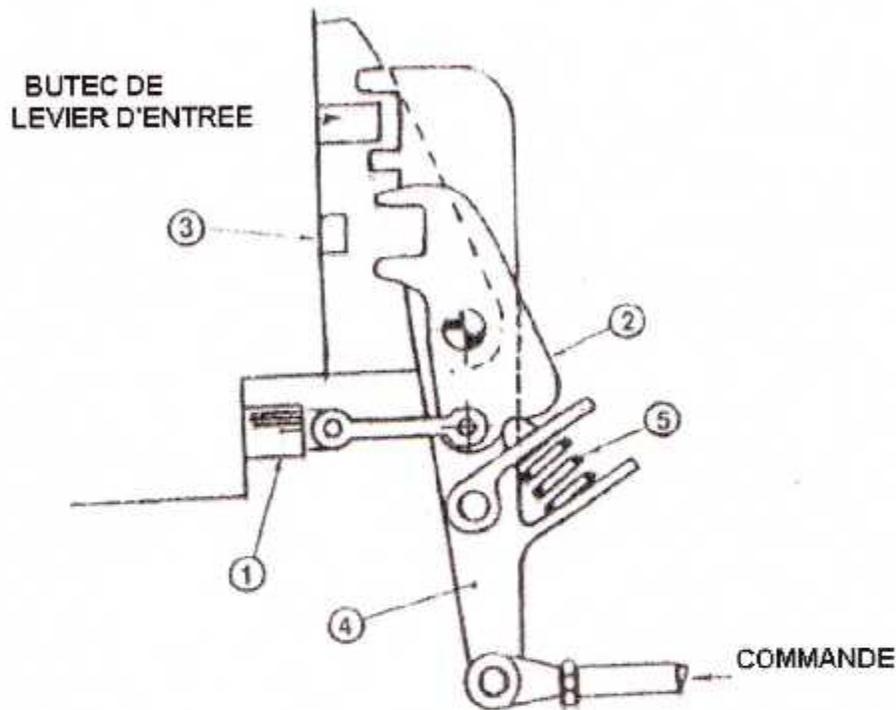


Figure III.11. servo-commande A330-200

Dans ce cas, le levier repéré 2 est bloqué. Le galet sort du creux de la came en comprimant le ressort 5. Le débattement du levier repéré 4 peut ainsi en faire et la commande des deux autres servo-commandes est ainsi conservée. Le micro contact repéré 6 se ferme et déclenche les alarmes grippage.

Le servo-commande dont le tiroir est grippé n'est pas en blocage hydraulique. Prenons comme exemple un grippage du tiroir en position neutre ; sous l'action des deux autres servo-commandes, le corps du vérin va pouvoir se déplacer : le liquide de la chambre en diminution de volume peut passer au retour par le clapet de surpression repéré 7 ; la chambre en augmentation de volume se remplit par le clapet anti-cavitation repéré 7.



**Figure III.12 : commande de direction**

### **III.6.5. Commande de direction :**

La sensation musculaire artificielle est constituée par un système à ressort qui fait varier les efforts sur les volants, en fonction de leur braquage.

Le trim. est électrique (RUD TRIM) ; il agit sur le diapositif de sensation musculaire.

Les ordres du PA ainsi que ceux de système amortisseur de lacet (yaw damper) sont appliqués à un "mécanisme différentiel" par l'intermédiaire de deux servo-moteurs électro-hydrauliques.

Le mécanisme différentiel a pour but de limiter les débattements maxima de la gouverne en fonction de la vitesse avion :

De 0 à 165 kt : le débattement maxi  $\pm 30^\circ$  ;

Au-dessus de 165 kt : le débattement maxi diminue ;

Il n'est plus que de  $\pm 5^\circ$  à 350kt.

Ce mécanisme est actionné par 2 moteurs électriques commandés par les deux calculateurs FLC (FEEL AND LIMITATION COMPUTER).

La mise en service des calculateurs s'effectue par les boutons poussoirs RUDDER TRAVEL 1 et 2.

# CHAPITRE IV

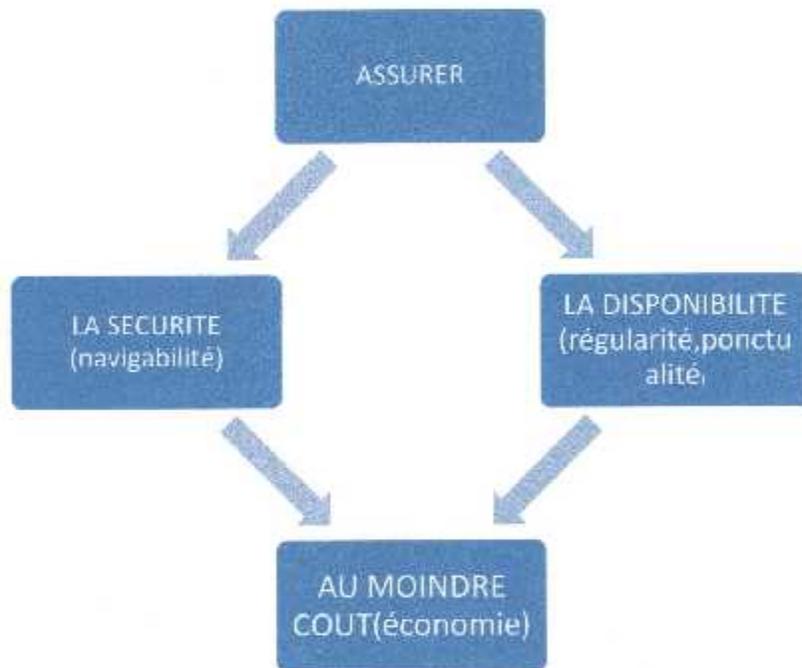
**IV.1. Maintenance aéronautique :**

**IV.1.1. Généralité :**

La maintenance d'un aéronef peut être défini comme l'ensemble des actions destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef de ses éléments en état d'être exploités normalement ;

- Vérifications.
- Réparations.
- Modifications.
- Révisions.
- Inspections.

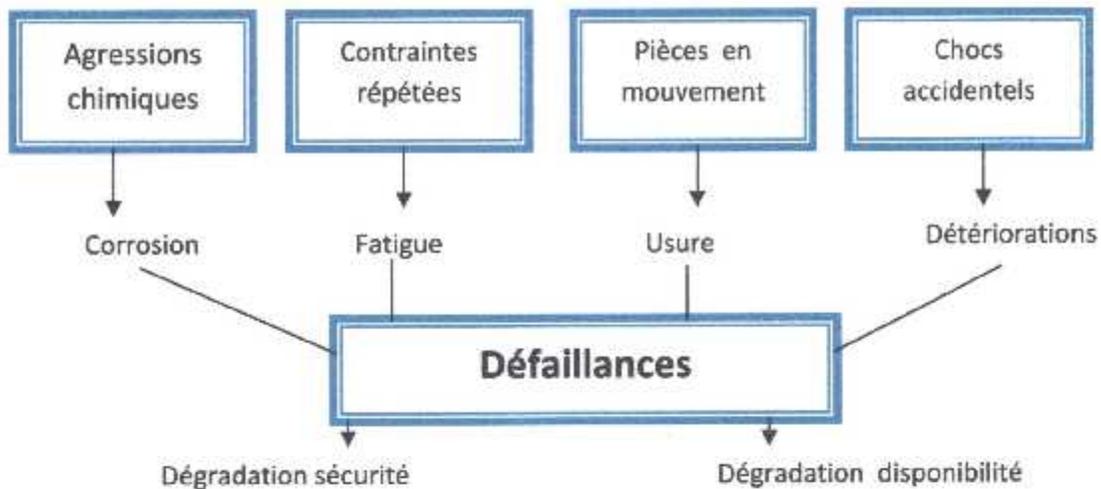
**IV.1.1.1. Objectifs de la maintenance aéronautique :**



**Figure (IV.1) : objectif de la maintenance aéronautique**

- Empêcher la défaillance (maintenance préventive).
- Réparer la défaillance (maintenance curative).

*IV.1.1.2. Mode de la maintenance aéronautique :*



**Figure(IV.2) ; modes de la maintenance aéronautique**

Un avion est un ensemble très complexe, qui nécessite une certaine maintenance .il est en effet essentiel de minimiser les risques de panne, à la fois pour trois raisons ;

**A. La sécurité :**

C'est une exigence réglementaire , et commerciale .l'aéronef doit , au cours de temps , conserver les caractéristiques de navigabilité définies et approuvées lors de sa certification ( performance , domaine de vol , intégrité de la cellule et de propulseurs , sécurité et disponibilité des systèmes et équipements ...)

**B. La disponibilité :**

Un aéronef représenta un investissement cout X, une compagnie aérienne recherche donc des taux d'utilisation élevés .pour cela, un aéronef de transport doit être en état d'accomplir sa mission au moment voulu. Le retard ou l'annulation d'un vol constituent non seulement une perte directe pour la compagnie, mais nuisent aussi a son image auprès du passager .éviter, dans une certaine mesure, cet inconvénient par un volant important d'aéronefs de réserve ou part des affrètements auprès d'autre transporteurs n'est satisfaisant économiquement. La notion de régularité d'un service publique intervient aussi.

**C. L'économie :**

Nous avons vu que la satisfaction des deux premier s objectifs est dictée, entre autre, par des impératifs économiques. Mais entretenir des aéronefs nécessite une organisation, des moyens matériels et humains qui coutent cher .le troisième objectif est de minimiser le cout d'entretien. Ainsi il faut trouver le meilleur compromis économique possible entre les deux premiers objectifs et le troisième.

*IV.1.1.3. politique de la maintenance aéronautique :*

La politique de la maintenance et sa stratégie consiste à définir les objectifs technico-économique relatif à la prise en charge du matériel d'une entreprise par le service de maintenance (voir fig. IV .3)

On a deus politique distinctes ;

- La maintenance préventive.

➤ La maintenance curative.

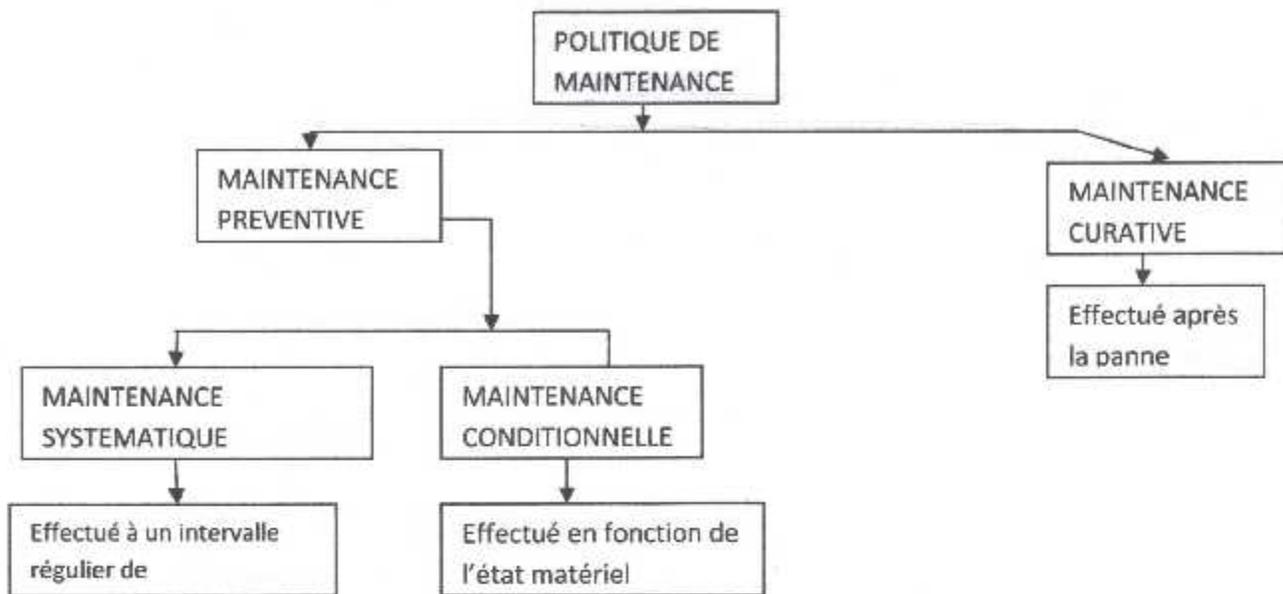


Fig. :(IV .3.) : politique de la maintenance aéronautique

**IV 1.1.4. Évolution des modes de la maintenance aéronautique :**

**A. Temps limite :**

Les avions « primitifs » avaient une aérodynamique et des systèmes de propulsion médiocre.

Dans ces conditions, toute redondance de système ,entraînant une charge supplémentaire à soulever , était à exclure une défaillance , quelle qu'elle fut , prouver avoir des conséquences graves .il s'agissait donc de maintenir constamment en bonne état tous les éléments de l'aéronef ; pour cela , l'idée la plus immédiate consiste à révisée l'élément ( ou à le remplacer par un élément neufs ou révisé) avant l'instant présume de sa défaillance , en adoptant une certaines marge de sécurité. En de la loi d'usure (plus ou moins bien connue) de l'élément, en définit (un temps limite, appelle aussi potentiel) qui peut être soit une limite de vie, soit un intervalle maximal entre révision. il est exprimé , suivant le cas , en heurs de vol, en cycle de fonctionnement ou temps calendaire .le concept de temps limite , qui a longtemps été le seul utilisé , s'applique encore a certains parties de l'aéronef, nous verrons plus loin aux elle.

**B. Maintenance selon état :**

La méthode des temps limite présente l'inconvénient majeur de rejeter ou de soumettre à révision des élément qui auraient pu rester utilisable un certain temps .une meilleur connaissance des paramètre significatifs de l'usure ( ex ; nb et longueur de crique, pour la structure, température d'un moteur etc.....) et de leurs lois d'évolution , associées à la progression des possibilités de détection ou de mesure de ces paramètres de ( bancs d'essais, moyens non destructifs, courant de Foucault...,meilleur accessibilité des éléments , etc.), à permis d'en venir a un mode d'entretien plus évolué ; dit«selon vérification de l'état» ( ou selon état ) ; a intervalle fixes , l'éléments fait l'objets d'une vérification des paramètre

significatifs de son état ( cette vérification ne nécessite pas forcément le démontage d l'élément).

Si la vérification conclut au bon état de l'élément, c'est-à-dire si le paramètre significatifs restent a l'intérieur d'un domaine prédéterminer, l'utilisation de l'élément peut se poursuivre je busquai la prochaine inspection programmée. Dans le cas contraire, l'élément est remis en bon état ou reformé. Par rapport à la méthode des temps limites, en économise donc des actions correctives inutiles comme les temps limites les périodicités de vérification sont exprimées en heures en cycles ou en temps calendaire.

#### ***IV 1.2. Le manuel de la maintenance :***

Il doit décrire le programme des opérations nécessaire pour maintenir l'aptitude d'un avion à être exploité en transport aérien commercial. Ce qui va plus loin que le simple maintient de l'aptitude au vol ; les moyens de radiocommunication s et de radionavigations et les équipements spéciaux exigés en transport public doivent être couverts. Le manuel de la maintenance doit stère déposer par l'entreprise de transport aérien pour chaque type d'avion qu'elle exploite. Ce manuel doit être approuvé par la minisérie chargée de l'aviation civile par l'intermédiaire du bureau vertical.

Il doit inclure :

- La définition de la doctrine de maintenance et des concepts de maintenance adoptés.
- La liste des inspections spéciales et les cas dans lesquelles elles sont exigées.
- La liste de la différente opération relative a ces visites et inspections.
- L'identification de l'opération devant faire l'objet d'un contrôle systématique.

#### ***IV .1.3. Contenu de manuel :***

Le manuel comprend les sections suivantes :

- Instructions générales.
- Périodicités des visites
- Mode de maintenance, limite de l'utilisation et de stockage des composants ou ensembles
- Inspections spéciales
- Vols de control.
- Tableau des opérations de maintenance.

#### ***IV.1.4. maintenance programmée :***

##### ***IV .1.4.1. Les visites :***

La maintenance des aéronefs doit être organisé en un tous cohérent de façons à minimiser les temps d'immobilisation .il s'agit donc de grouper des opérations élémentaire de maintenance d'importance et de périodicité comparables. Ces groupes d'opérations sont appelés visites.

**A. Visite pré vol (où "transit") :**

Qui peut éventuellement être faite par l'équipage: vérification des pleins d'huile, de l'état et du gonflage des pneumatiques, des freins et des amortisseurs, vérification visuelle de l'absence de fuites, etc.

**B. Visite journalière (VJ) :**

Elle comporte les opérations de la visite pré vol, d'autres vérifications portant par exemple sur l'état général du fuselage et de la voilure, des entrées d'air des moteurs, etc. la tendance est à espacer ce type de visite à 3 jours.

**C. Visite A:**

Toutes les 600 heures de vol, soit tous les mois environ, inspections visuelles plus détaillées des systèmes et composants de la structure, par exemple le train d'atterrissage, la surface des ailes, les moteurs et leur fixation, les prises d'air, le mécanisme des parties mobiles de la voilure, les portes, l'oxygène, les systèmes de détection de fumées, etc. Durée : quelques heures.

**D. Visite B :**

Toutes les 1000 heures ou trois mois environ, on ajoute à la visite A des inspections plus poussées pour vérifier le fonctionnement des systèmes. durée ; 2-3 jours

**E. Visite C :**

Tous les 4800 heures environ (1 an), des inspections supplémentaires entraînent des démontages pour vérifier des parties d'accès difficile. Durée ; environ 1 semaine

**F. Visite D : (où grandes visite (GV):**

Tous les 5 à 9 ans, une vérification complète de l'avion est effectuée, avec examen minutieux de tous les systèmes et de toute la structure. La cellule est pratiquement remise à neuf. Durée : environ 1 mois.

Remarque : La terminologie A.B.C.D et les périodicités ci-dessus sont données à titre d'exemple. Les périodicités de visites peuvent varier d'une compagnie à une autre pour un même type d'aéronef, en fonction de l'expérience et du type d'exploitation de la compagnie (utilisation quotidienne, durée moyenne du vol, trafic avec ou sans pointes saisonnières...). La terminologie peut également différer.

Afin d'éviter des temps d'immobilisation trop longs, on peut "découper en morceaux" les visites les plus importantes et associer ces morceaux aux visites de rang inférieur. C'est l'entretien fractionné (ou progressif).

**IV. 1.4.2. Documentation de la maintenance préventive :**

Pour procéder à la maintenance préventive nous avons besoins des documents suivants :

- Maintenance Planning Document (*MPD*).
- Air raft Maintenance Manuel (*AMM*).

D'autres documents sont utilisés en plus pour ce type de maintenance comme par exemple :

- System schematics Manuel (*SSM*).
- Wiring Diagram Manuel (*WDM*).
- Structural Repas Manuel (*SRM*).
- Illustrates Parts Catalogue (*IPC*).

Dans cette partie on va définir chaque document et ces fonctions.

**A. Maintenance Planning Document :**

Le document de planification de la maintenance définis les taches à accomplir pour chaque visite programmé, on utilisé le (*MPD*) pour faire les cartes de travail que va utiliser le personnel de la maintenance pour effectuer les taches demandée.

Nombre de tâche : (task number):

Chaque tâche est identifiée *par* un nombre spécifique de (*MPD*) tâche. Quand une tâche s'applique aux zones principales spécifiques place symétriquement à l'un ou l'autre côté de la ligne centrale d'avion, la tâche est assignée un nombre simple de tâche.

**C. Illustrated Parts Catalogue (IPC):**

Ce document nous donne les informations nécessaires des composants d'un système, ces informations sont :

- ✓ Numéro d'identification des composants (part number).
- ✓ Schéma détaillé du composant et ses éléments (part illustration).
- ✓ Les services bulletin (*S&B*) en exercices.
- ✓ Les Numéros d'identification (*<P/ft*) interchangeable des éléments et composants



**D. La maintenance planning data :**

Contient la taches a exécuté lors d'une maintenance mais il ne contient pas la façon de procéder. C'est pour cela qu'on se réfère au *(jUMPTf)* qui a partir des taches déjà définie on peut (savoir la façon de procéder) connaître la tache à effectuer et pour obtenir aussi les moyens de travail tel que *Y* outillage les graisses et autre, mais pour pouvoir utilisé les produits consommable comme les joints, colliers, attaches etc... oh va se réfère au *(KPO)*.

Cette configuration de ces trois documents qui vont ensemble va permettre au technicien de la maintenance d'effectuer sa tache préparant à l' avance tous les ingrédients nécessaires consommable ainsi que l'outillage AFM d'exécuter sa tache dans les meilleurs conditions et dans de bref délai.

Tous les documents cités ci-dessus sont soumis périodiquement à une mise a jour par le constructeur.

**IV. 1.4.3. Les inspections programmées :**

Les éléments des différentes parties du circuit hydraulique ont des fonctions variées, ils sont soumis à des conditions très dures.

La sécurité ne peut être garantie, pour cela le service de planification effectué la prévention des pannes avec comme objectifs supplémentaires, la détection des points faibles et l'obtention d'un parfait fonctionnement en effectuant des visites périodiques et inspection intervenant a des potentiel déterminés a l'avance par le constructeur et réalisés suivant un planning confectionnée sur la base des leurs et cycles de fonctionnement des éléments de circuits hydraulique dans une période déterminé le service de planification a également pour rôle d'étudier la disponibilité de l'avion et les travaux a effectuer , ainsi la diminution des frais d'exploitation de la flotte ce qui permet une meilleure exploitation.

C'est à dire d'arriver à mettre à la disposition de la flotte pour éviter au maximum les retards des avions et leurs immobilisations.

**IV 1-1.5. Maintenance non programme :**

**IV.1.5.1. Navigabilité individuelle :**

Tout incident ou anomalie constaté en vol par l'équipage fait l'objet d'un compte rendu circonstancié (compte rendu matériel-CRM) dont l'analyse, faite à chaque escale, permet de déterminer les actions correctives adaptées (action immédiate, reporté jusqu'au retour à la base principale d'entretien, reporté à la prochaine visite programmée) .le compte rendu matériel, instrument du dialogue entre les navigants et le service d'entretien, est un élément essentiel pour le maintien Del sécurité

Toute anomalie constatée au sol, qu'elle soit liée ou non aux travaux en cours, fait l'objet d'une analyse similaire. Certains incidents importants sont obligatoirement suivis d'un ensemble de vérification systématique (vol en turbulence forte, atterrissage dur, foudroiement...)

**IV.1.5.2. Navigabilité de type :**

## CHAPITRE IV: MAINTENANCE.

Le constructeur peut recommander certains travaux grâce à la connaissance qu'il acquiert des problèmes rencontrés en service sur ses produits, étant régulièrement informé par les utilisateurs,

Des modifications, des vérifications ou des révisions sont ainsi recommandées par le constructeur, avec l'approbation des services officiels, dans des documents appelés bulletins service (en anglais ; service bulletins - S<B) répertoriés par chapitre Jtt^-. Certaines de ces recommandations, en réparations ou changements de pièces douteuses, à effectuer dans des délais variables, parfois immédiatement. Si la consigne n'est pas appliquée dans le délai requis, l'aéronef est interdit de vol. Un bulletin service peut recommander une tâche à effectuer une seule fois, ou à intervalles réguliers. Dans ce cas, elle est incorporée au programme de maintenance.

### **IV.1.5.3. Documentation de la maintenance curative :**

#### **A- Le compte rendu du matériel :**

Le (C<R31f) est le seul document relatif au matériel qui suit en permanence l'avion et qui permet de tenir informés les services d'entretien sur le fonctionnement des équipements et circuits avions. Tout incident ou anomalie constaté en vol par l'équipage fait l'objet d'un compte rendu circonstancié, dont l'analyse faite à chaque escale, permet de déterminer les actions correctives adaptées (action immédiate, report jusqu'au retour à la base principale d'entretien, report à la prochaine visite programmée). Le CKSi est un instrument de dialogue entre l'équipage et le personnel de maintenance au sol et aussi un élément essentiel pour le maintien de la sécurité. Toute anomalie constatée au sol, qu'elle soit liée ou non aux travaux en cours, fait l'objet d'une analyse similaire. Certains incidents importants sont obligatoirement suivis d'un ensemble de vérification systématique (atterrissage dur, foudroiement, vol en atmosphère turbulente forte...)

#### **B- La fiche de travaux supplémentaires : (FTS)**

Ce sont des travaux à` application occasionnelle enregistrés sur la (FTS) pour corriger les anomalies signalées ou constatées.

Chaque feuille de (FIS) doit porter les renseignements suivants :

- ✓ Immatriculation et type de l'avion.
- ✓ Type de visite.
- ✓ Date.
- ✓ Heures cellule,
- ✓ Nature des travaux à exécuter.
- ✓ Description des anomalies et origines des travaux avec son code ATA 100
- ✓ Détails des travaux effectués avec relevés éventuels (*P/N*, *S/N* Monté, *S/N* Déposé, etc.).
- ✓ Signatures (technicien exécutant, chef d'équipe, contrôleurs).

## CHAPITRE IV: MAINTENANCE

### **IV.1.5.4. Recherche des pannes informatisées à partir des systèmes embarque :**

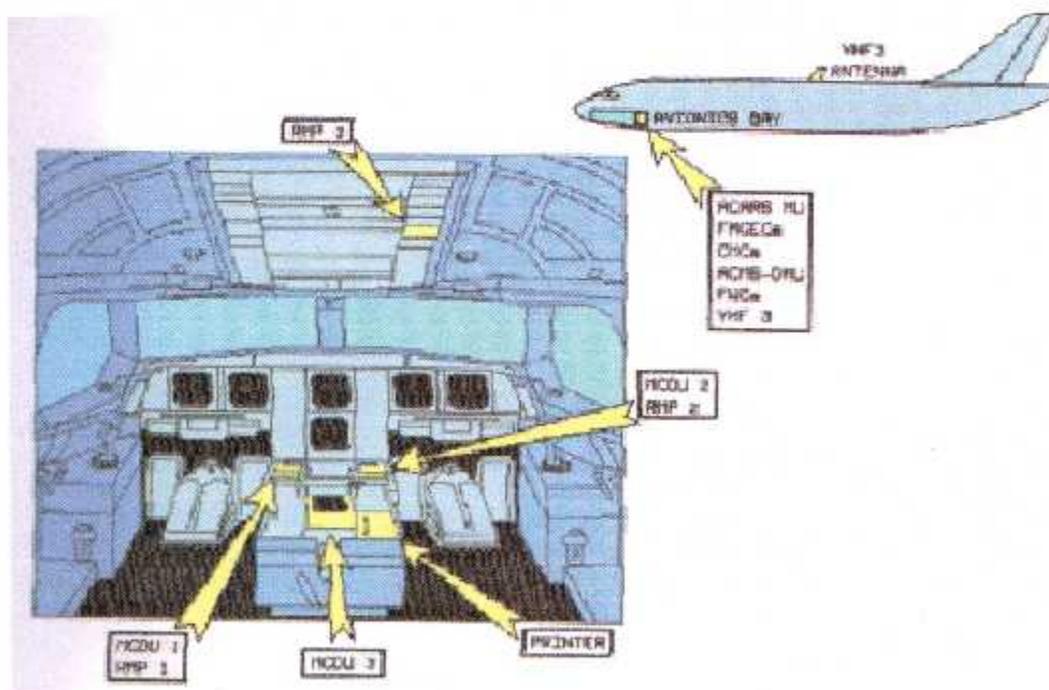
L'avion A330 possède une technologie informatisée pour une recherche de panne rapide et précise, il comporte les systèmes suivants :

#### **A. Multipurpose Control Display Unit : MCDV (Voir figure : 3.4)**

Le (MCDU) [Unité de visualisation universelle de commande]. Il fournit les moyens pour le pilote à manuellement insèrent des paramètres de commande de système et choisissent le mode de fonctionnement. Quand une clef de mode est serrée, la page active de données pour le mode choisi est l'addition montrée le (MCDU) fournit des possibilités d'afficheur de (FMGEC) comme le vérification des données saisies dans la mémoire. Le (MCDU) est également l'interface opérationnelle aux l'unités de gestion de non vol (ACARS, ADIR, DMU, MAINT, ATSU, CMC).

La fonction ci-dessous est également disponible par le MCDU ;

- ✓ Impression de rapport.
- ✓ Transmission des données de BITE sur un disque.



Note ; (MCDU 3) est employé comme support en vol.

**IV.2. Dommages du stabilisateur vertical :**

**IV.2.1. Dommages à la dérive :**

**IV.2.1.1. Généralités :**

La figure, IV.6. Montre des techniciens en train de retirer la dérive et les restes de la gouverne de direction de l'avion. De petits éclats de peinture ont été observés sur les panneaux de bord de fuite de la dérive. Aucun dommage permettant de penser à un débattement extrême de la gouverne de direction d'un bord à l'autre n'a été relevé.



**Figure.IV.5 : Dépose de la dérive et vue de l'emplacement des raccords de fixation principale**

**IV.2.1.2. Raccords de fixation principale :**

Les raccords de fixation principale de la dérive ont été examinés. Sur le flanc du fuselage, ces raccords sont en métal. L'inspection visuelle et non destructive effectuée après l'incident n'a révélé aucun dommage. Les six raccords de fixation principale en CFRP, situés sur le côté de la dérive, ont fait l'objet d'un contrôle non destructif par ultrasons qui a révélé la présence de délaminage sur les deux raccords de fixation principale arrière.

Lorsque la dérive est soumise à une charge en flexion latérale, les deux raccords de fixation principale arrière sont ceux qui encaissent le plus de contraintes. Lors de la certification initiale, la dérive a fait l'objet d'un essai en grandeur réelle comprenant des essais de fatigue correspondant à l'équivalent de trois durées de vie, lesquels ont été suivis par des essais statiques au cours desquels les raccords de fixation principale du spécimen ont cédé à plus de 1,9 fois la charge limite.

Par ailleurs, trois autres essais de charge statiques réalisés à l'occasion d'une enquête antérieure ont entraîné la rupture des raccords de fixation à plus de 1,8 fois la charge limite. À noter que la charge ultime de calcul correspond à 1,5 fois la charge limite, et que pour satisfaire aux exigences de certification, une structure doit résister à une charge ultime de

calcul pendant au moins trois secondes. Ces essais ont démontré que la conception répondait largement aux exigences de la certification en matière de charge. Une analyse effectuée pour étayer la présente enquête a établi que, pour causer les dommages observés sur les raccords de fixation principale de la dérive, la contrainte subie lors de l'incident a dépassé la charge ultime de calcul en flexion latérale de la dérive. Il n'a cependant pas été possible de quantifier la valeur de charge précise atteinte. Une analyse par éléments finis en 3D a été effectuée et a pris en compte des détails du délaminage des raccords de fixation principale du C-GPAT, comme l'a révélé l'inspection non destructive. Cette analyse a été validée par un essai réalisé sur un raccord de fixation arrière endommagé.

L'essai a indiqué que, lorsque des charges ultimes ont été appliquées au modèle, les niveaux de contraintes n'ont varié que légèrement par rapport à ceux du modèle non endommagé, et qu'ils étaient bien inférieurs aux niveaux requis pour entraîner une rupture des raccords de fixation principale.

Le délaminage a donc eu une incidence minimale sur la résistance et la rigidité des raccords de fixation principale. Par conséquent, après la séparation de la gouverne de direction, l'aéronef ne risquait pas de perdre la dérive en vol, que ce soit en raison de la perte de résistance statique ou de la perte de rigidité.

#### ***IV.2.1.3 Bras d'articulation :***

L'examen en laboratoire du bras d'articulation 1 a révélé que le boulon droit se situait sous la tolérance au point de fixation du bras d'articulation à la dérive. Le raccord situé sur la face arrière de la dérive ne présentait aucun signe visible de dommage, comme des criques dans la peinture ou dans le mastic d'étanchéité, mais le contrôle par ultrasons a révélé un décollement autour des attaches mécaniques.

L'extrémité avant des bras d'articulation ne présentait aucun signe de déplacement vers le haut, comme c'était le cas au niveau du bras d'articulation 5. Les restes de la gouverne de direction étaient toujours fixés. Les trois fils de mise à la terre - deux sur le flanc de la dérive et un sur le flanc de la gouverne de direction - étaient attachés et ne portaient aucune trace de brûlure. Aucun signe de débattement extrême d'un bord à l'autre, comme c'est le cas avec les bras d'articulation 5 et 6, n'a été constaté.

Des marques d'impact, situées sur le carénage du bord de fuite de la gouverne de direction et causées par les bras d'articulation, ont été relevées. Ces dommages étaient limités à la partie centrale; à noter qu'ils se confondent avec les bras d'articulation lorsque la gouverne de direction n'est pas braquée.

Au niveau des charnières 2, 3 et 4, les bras d'articulation sont voisins des actionneurs hydrauliques. Une désynchronisation des actionneurs hydrauliques peut induire des phénomènes de résistance mutuelle susceptibles de causer des dommages au niveau de leurs points de fixation. L'inspection visuelle et l'inspection non destructive des fixations n'ont révélé aucun signe de dommage au niveau de la structure ou des attaches mécaniques. Aucun signe de dommage structural qui aurait pu altérer la rigidité de la fixation de l'actionneur n'a été constaté.

Tous les fils de mise à la terre étaient fixés et ne présentaient aucune trace de brûlure. Aucune indication de débattement extrême de la gouverne de direction, comme c'est le cas au niveau des bras d'articulation 5 et 6, n'a été décelée. Le profilé en Z situé au-dessus de

#### CHAPITRE IV : MAINTENANCE

l'articulation 4 a été conçu pour transférer des charges verticales de la gouverne de direction vers la dérive.

Le raccord de fixation monté au niveau de l'extrémité supérieure du profilé en Z ne présentait aucun signe apparent de détérioration, comme une crique dans la peinture ou dans le mastic d'étanchéité, mais des éclats de peinture ont été relevés sur sa surface supérieure. Ce dommage a probablement été causé par l'extrémité supérieure de la gouverne de direction lorsqu'elle s'est détachée et qu'elle est tombée à la verticale.

Au niveau de la charnière 5, les bras d'articulation en métal étaient fermement fixés au raccord situé sur la face arrière du longeron arrière de la dérive, et le raccord ne présentait aucun signe de dommage visible, comme des criques dans la peinture ou dans le mastic d'étanchéité. Les dommages constatés sur les extrémités avant des bras d'articulation correspondent à un déplacement des bras d'articulation vers le haut.

La ferrure d'articulation côté gouverne de direction était fixée de même qu'une petite section du longeron de la gouverne de direction mesurant environ 23 cm de hauteur sur 26 cm de largeur. Le contrôle par ultrasons n'a révélé aucun décollement autour des attaches mécaniques utilisées pour fixer le raccord en CFRP au longeron arrière de la dérive; en revanche, la majeure partie de la couche de calage qui sert à régler l'épaisseur du raccord en CFRP était décollée.

Tous les fils de mise à la terre étaient fixés et ne présentaient aucune trace de brûlure. L'extrémité avant de la tresse de métallisation côté gouverne de direction était sérieusement effilochée, à peu près au niveau du boulon d'articulation. Le bras d'articulation présentait des dommages causés par les débattements extrêmes du raccord de charnière de la gouverne de direction, débattements qui ont atteint pratiquement 90° de chaque côté.

D'après les schémas du constructeur, lorsque le débattement de la gouverne de direction est de 45°, l'échancrure du carénage de bord d'attaque de la gouverne de direction vient heurter le bras d'articulation. Pour un débattement de 60°, le raccord d'articulation côté gouverne de direction vient heurter le bras d'articulation. À 84°, le panneau latéral de la gouverne de direction vient heurter le panneau du bord de fuite de la dérive.

Aucun dommage n'a été constaté sur le bras d'articulation à l'endroit où serait venu heurter le carénage de bord d'attaque lorsque la gouverne de direction a atteint un débattement de 45°, et aucun dommage n'a été relevé non plus sur le bord de fuite de la dérive à l'endroit où la gouverne de direction serait venue buter alors que son débattement atteignait 84°. L'absence de détérioration à ces endroits indique que les dommages causés par le débattement extrême d'un bord à l'autre se sont produits après la perte de la gouverne de direction et qu'ils seraient apparus tandis que la gouverne de direction atteignait un débattement de 60°, pour se propager jusqu'à ce que le débattement de la gouverne de direction atteigne 90° environ.

Au niveau de la charnière 6, les bras d'articulation en métal étaient fermement fixés au raccord situé sur la face arrière de la dérive, et le raccord ne présentait aucun signe de dommage visible.

Les extrémités avant des bras d'articulation ne comportaient aucune indication de course vers le haut. La ferrure d'articulation côté gouverne de direction était toujours fixée, de même qu'une petite partie du longeron de la gouverne de direction, mesurant environ 15 cm de haut sur 22 cm de large. Le contrôle par ultrasons a révélé la présence d'un décollement autour des

attaches mécaniques utilisées pour fixer le raccord en CFRP au longeron arrière de la dérive. Tous les fils de mise à la terre étaient fixés et ils ne présentaient aucune trace de brûlure.

Le boulon qui permet de fixer le côté gauche du bras d'articulation à la dérive était quasiment grippé.

Le bras d'articulation a été endommagé par les débattements extrêmes de chaque côté de la gouverne de direction, précisément à l'endroit où le raccord de charnière côté gouverne de direction est venu heurter le bras d'articulation; ces débattements ont atteint pratiquement 90° de chaque côté. Les dommages étaient moins graves que ceux subis au niveau du bras d'articulation 5.

Les schémas du constructeur indiquent que pour un débattement de la gouverne de direction de 43°, l'échancrure du carénage du bord d'attaque de la gouverne de direction vient heurter le bras d'articulation. Lorsque le débattement atteint 70°, le raccord de charnière côté gouverne de direction vient heurter le bras d'articulation. Lorsque le débattement atteint 84°, le panneau latéral de la gouverne de direction vient heurter le panneau du bord de fuite de la dérive.

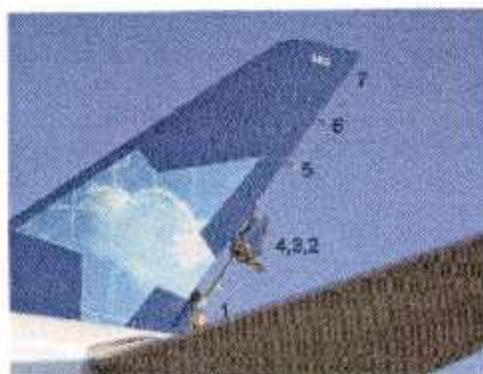
Aucun dommage n'a été constaté sur le bras d'articulation, à l'endroit où le carénage du bord d'attaque serait venu heurter lors d'un débattement de gouverne de direction de 43°, et aucun dommage n'a été observé non plus sur le bord de fuite de la dérive, à l'endroit où la gouverne de direction serait venue buter alors que son débattement atteignait 84°.

L'absence de dommages à ces endroits indique que les dommages causés par les débattements extrêmes se sont produits après la perte de la gouverne de direction et qu'ils seraient apparus au moment où le débattement de la gouverne de direction atteignait 70°, pour se propager ensuite jusqu'à ce que le débattement de la gouverne de direction atteigne environ 90°.

Au niveau de la charnière 7, le raccord de fixation en CFRP côté dérive s'était rompu et s'était détaché.

#### ***IV.2.2. Dommages à la gouverne de direction :***

##### ***IV.2.2.1 Généralités:***



**Figure.IV.6: Vue de la dérive et des restes de la gouverne de direction - côté gauche**

#### CHAPITRE IV : MAINTENANCE

Comme il en sera question plus loin dans le rapport, une analyse subséquente a révélé que la perte de la gouverne de direction en vol avait été progressive et, que le temps que l'avion se pose, la plus grande partie de la gouverne s'était séparée de l'avion.

La **figure.IV.7.** montre l'empennage après l'atterrissage à Varadero. Les morceaux arrachés sont tombés dans l'océan et aucun n'a pu être récupéré. La nervure 0 est restée fixée, de même qu'une partie de longeron de la gouverne

de direction allant jusqu'au point d'articulation 4. Une petite partie des deux panneaux latéraux de la gouverne de direction est restée fixée au longeron, dans la zone située entre les points d'articulation 2 et 4, ainsi que dans le coin où le longeron rejoint la nervure 0. Les carénages de bord d'attaque situés entre les points d'articulation 2 et 4, et au-dessous du point d'articulation 1, étaient toujours fixés.

Le carénage de bord d'attaque entre les points d'articulation 1 et 2 s'est détaché, et certaines pièces étaient coincées entre la gouverne de direction et la dérive. Au niveau des points d'articulation 5 et 6, de petits morceaux du longeron de la gouverne de direction sont restés fixés au bras d'articulation. Au point d'articulation 7, la ferrure d'articulation côté dérive a cédé, puis s'est détachée, ce qui fait qu'il ne restait rien de la gouverne de direction.

#### ***IV.2.2.2 Description détaillée des dommages à la gouverne de direction :***

La face avant du longeron de la gouverne de direction était plus propre au niveau des points d'articulation, ce qui s'explique si les zones de charnière avaient été nettoyées en vue d'une inspection. La face arrière du longeron de la gouverne de direction était globalement propre sur toute sa longueur, pour devenir légèrement plus sale vers la partie inférieure.

Des traces de coulures orientées vers le bas et commençant au niveau des trous d'allègement ont été constatées; celles-ci correspondent à des taches causées habituellement en service par les coulures de liquide hydraulique, d'inhibiteur de corrosion ou d'autres liquides.

Des taches sombres ont été observées à l'intérieur des panneaux latéraux, à l'endroit où les boulons de renfort traversent les blocs en GFRP au niveau des points d'articulation. Ces taches ont pris naissance au niveau des boulons, puis elles se sont propagées vers le bas. Les feuilles qui recouvrent habituellement les trous d'allègement disposés sur le longeron de la gouverne de direction étaient absentes, et les traces de saleté présentes autour de chaque trou d'allègement laissent penser que les feuilles ont dû être retirées longtemps avant l'incident.

La surface supérieure de la nervure 0 était très sale. Aucune tache laissant supposer que du liquide se serait accumulé dans la partie inférieure de la gouverne de direction n'a été décelée à l'intérieur de la partie inférieure.

Les trous d'évacuation de liquides et les voies de drainage situés à la partie inférieure de la gouverne de direction n'étaient pas obstrués. Les alvéoles des nids d'abeilles ne présentaient aucune tache laissant croire à la présence de liquide emprisonné; à noter qu'il restait peu de nids d'abeilles à inspecter

Un examen de la section transversale du revêtement externe de la gouverne de direction a révélé la présence de 10 couches de peinture composées de peinture primaire, d'enduit

#### CHAPITRE IV : MAINTENANCE

antistatique, d'enduit d'apprêt et de couche de finition. Une superposition de trois couches de peinture successives a été constatée. Un calcul a permis de déterminer que la masse des deux couches de peinture supplémentaires avoisinait les 19,3 kg. La masse totale d'une gouverne de direction avec le revêtement standard par peinture est d'environ 190 kg.

On a examiné la petite partie de gouverne de direction restante à la recherche de trace d'impact avec du matériel de maintenance, des corps étrangers ou de dommage causé par une mauvaise utilisation.

Seule une marque de meulage circulaire sur l'extérieur du panneau latéral droit a été relevée. Un examen de section transversale a permis de constater que cette marque entamait uniquement les premières couches de peinture et qu'il n'y avait ni dommage au niveau du CFRP ni ternissement causé par la chaleur. Trois plaques de protection contre la foudre sont disposées dans le sens de la corde, de chaque côté de la gouverne de direction. Sur la gouverne de direction du C-GPAT, la plaque inférieure droite avait été remplacée lors d'une opération de maintenance récente, en mai 2004. Seule une petite partie de cette plaque est restée en place, et son extrémité brisée était recourbée vers l'avant. Une section du panneau latéral situé au niveau de cette plaque a été prélevée pour subir d'autres analyses en laboratoire.

La feuille de surface extérieure du panneau latéral droit comportait une multitude de petites marques de surface se propageant dans toutes les directions. Des marques similaires ont été relevées sur un autre avion (numéro de série 600) dont la gouverne de direction avait été inspectée et déclarée intacte.

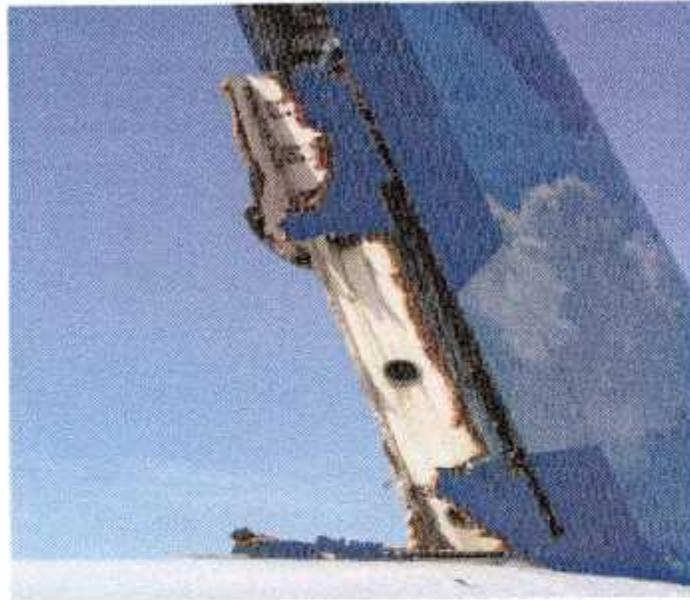
Une coupe transversale de ces marques, sur la gouverne de direction du C-GPAT, a révélé qu'il s'agissait de criques ayant pris naissance dans la peinture et causées par une épaisseur de peinture excessive. Il a par la suite été constaté que lorsqu'une crique dans la peinture était parallèle au sens des fibres de CFRP, la crique pouvait se propager en profondeur dans la matrice de la résine CFRP. Ces criques étaient limitées à la matrice et elles n'ont pas détérioré les fibres.

Les feuilles de surface en CFRP se sont séparées de l'âme en nid d'abeilles, et cette séparation s'est faite différemment selon qu'il s'agissait d'une feuille de surface intérieure ou extérieure. De manière générale, les feuilles de surface intérieures se sont détachées du nid d'abeilles de façon très nette à proximité de la ligne de jonction. En revanche, les feuilles de surface extérieures se sont détachées du nid d'abeilles en dentelles, et les décollements se sont produits à différentes profondeurs dans le nid d'abeilles.

L'examen microscopique du décollement du revêtement intérieur a démontré qu'il s'agissait principalement de ruptures cohésives dans le plan de jonction à travers le ménisque. Le nid d'abeilles a été tellement endommagé durant l'incident qu'il n'a pas été possible de discerner les dommages aux alvéoles du nid d'abeilles qui ont pu être causés par le gel d'eau piégée. Au niveau des actionneurs, les feuilles de surface intérieures en CFRP se sont décollées en quatre plis. Aucun espace majeur n'a été repéré dans la zone d'application de la colle de jonction au niveau des bordures des feuilles de nid d'abeilles.

Dans les zones où un décollement s'est produit près d'une jonction du nid d'abeilles, ce décollement s'est le plus souvent manifesté là où la densité du nid d'abeilles était plus faible, et non dans le plan de jonction. Les zones de nid d'abeilles exposées qui n'étaient plus maintenues par le CFRP ont eu tendance à se diviser en une multitude de petits « doigts » dans le sens de la corde, chacun mesurant environ 25 à 50 mm de largeur.

La rupture du longeron de la gouverne de direction s'est produite juste au-dessus des fixations de l'actionneur hydraulique. L'examen des fibres arrachées indique que le longeron s'est détaché à la fois vers le haut et vers l'arrière. La bande métallique située le long du profilé en Z, au niveau du bord avant de chaque panneau latéral, s'est également rompue à cet endroit, et l'examen a révélé qu'il s'agissait d'une rupture ductile due à une surcharge.



**Figure IV.7 :** Vue de la dérive et des restes de la gouverne de direction - côté droit

La **figure. IV.7** montre que seule une petite partie de panneau latéral de gouverne de direction est restée fixée entre les points d'articulation 1 et 2. Dans cette zone, il est resté davantage de nid d'abeilles du côté droit et davantage de revêtement intérieur du côté gauche. Le joint assurant l'interface entre les panneaux latéraux et le longeron, qui comporte des attaches mécaniques aveugles, ne s'est pas rompu, et les attaches étaient intactes.

L'examen des ruptures constatées au niveau du joint, entre le longeron avant et les panneaux latéraux, a montré que les panneaux latéraux ou une partie des panneaux latéraux se sont séparés vers l'extérieur. Sur toute la longueur du longeron de la gouverne de direction, entre les points d'articulation 1 et 2, les profilés en Z ont cédé et se sont détachés, de même que le panneau latéral de chaque côté. Le carénage du bord de fuite étant fixé aux profilés en Z, on comprend pourquoi ce carénage manquait dans cette partie. Les raccords de fixation métalliques de l'actionneur au niveau des charnières 2, 3 et 4 n'ont présenté aucun signe de dommage, de déformation ou de desserrage.

Le joint situé entre les panneaux latéraux et la nervure 0, qui comporte des attaches mécaniques aveugles, n'a pas cédé, et les attaches étaient intactes. Une marque de frottement en travers de la partie supérieure de la nervure 0, compatible avec la section rompue du panneau latéral gauche qui s'est déplacée vers la droite et vers le bas, a été constatée. Il est resté davantage de profilé en Z au niveau de la séparation du panneau latéral gauche que du côté droit. Les orifices des attaches ont été arrachés selon un mouvement orienté vers le bas, ce qui laisse penser que le panneau latéral gauche ou une partie du panneau latéral s'est détaché de la nervure 0 selon une trajectoire allant vers le bas ou vers l'extérieur. Le panneau latéral gauche a également subi un dommage par compression, ce qui indique que le revêtement intérieur s'est déplacé vers le bas durant la séparation. Une rupture décelée dans

les restes du profilé en Z montre que le revêtement extérieur s'est déplacé vers l'extérieur pendant la séparation.

Au niveau de la séparation du panneau latéral droit, une section de profilé en Z s'est rompue et détachée. Des marques ont été relevées sur le bord en CFRP qui était toujours en place, et leur espacement coïncide avec celui des attaches mécaniques manquantes. Ces marques laissent penser que le panneau latéral droit ou une partie du panneau latéral s'est détaché dans un mouvement vers le haut. L'examen de ce même panneau latéral a montré qu'il s'était séparé de la nervure 0 lors d'une rupture en flexion sous tension.

Les bandes métalliques disposées le long du profilé en Z ont cédé en raison d'une surcharge, une combinaison de tension et de flexion dirigée vers l'extérieur. Le revêtement était gondolé sur chaque panneau latéral, ce qui s'explique par le déplacement de la nervure 0 vers le haut. Une crique a également été décelée à l'extrémité de la nervure 0, dont l'orientation confirme que cette nervure a été tordue vers la droite.

L'examen des autres gouvernes de direction, réalisé dans le cadre de l'inspection visant l'ensemble de la flotte suite à l'incident du 8 mars 2005, a permis de constater une détérioration du panneau latéral, au niveau des points de levage et des attaches du bord de fuite. Aucune de ces parties n'ayant été retrouvée sur la gouverne de direction du C-GPAT, il n'a pas été possible de les examiner. De même, étant donné que toute l'extrémité supérieure de la gouverne de direction n'a pas été récupérée, la zone située autour du dommage causé par la foudre en 1997 n'a pas pu être examinée.

Seule une petite partie du longeron de gouverne de direction au niveau de la charnière 5, soit environ 23 cm de haut sur 26 cm de large, est restée en place. La surface inférieure de la section de longeron englobait le rebord d'un trou d'allègement.

La plaque de renfort arrière était toujours fermement fixée au longeron, et toutes ses attaches étaient en place et visiblement intactes. La séparation entre le nid d'abeilles et le revêtement en CFRP a principalement touché le nid d'abeilles à diverses profondeurs, mais pas le long de la ligne de jonction nid d'abeilles/CFRP. Sur la surface avant du longeron, la ferrure d'articulation côté gouverne de direction s'est rompue. Cette surface est typique d'une rupture causée par une surcharge en traction-flexion sans trace de fatigue. L'analyse métallurgique a révélé que les ferrures étaient fabriquées dans un alliage d'aluminium et selon un traitement thermique approprié.

Seule une petite partie du longeron de gouverne de direction au niveau de la charnière 6, soit environ 15 cm de haut sur 22 cm de large, est restée en place. La surface inférieure de la section de longeron englobait le rebord d'un trou d'allègement.

La plaque de renfort arrière était toujours fermement fixée au longeron, et toutes ses attaches étaient en place et visiblement intactes. La séparation entre le nid d'abeilles et le revêtement en CFRP a principalement touché le nid d'abeilles à diverses profondeurs, mais pas le long de la ligne de jonction nid d'abeilles/CFRP. Sur la surface avant du longeron, la ferrure d'articulation côté gouverne de direction s'est rompue. La surface en question est typique d'une rupture causée par une surcharge en traction-flexion sans trace de fatigue. L'analyse métallurgique a permis de conclure que les ferrures étaient fabriquées dans un alliage d'aluminium et selon un traitement thermique approprié.

### *Conclusion :*

---

Au terme de cette étude qui nous a été soumise dans le cadre du mémoire de la fin d'étude nous avons concentré tous nos efforts sur la partie « étude technologique et fonctionnelle du stabilisateur vertical ».

La synthèse de cette étude conduit à la conclusion générale suivante. On a constaté que la structure du stabilisateur vertical de cet aéronef est compliquée. De même que pour son contrôle et pour les exigences demandées à assurer un bon fonctionnement dans les meilleures conditions. Aussi, sa maintenance nécessite un entretien permanent, un personnel qualifié et des outils spéciaux.

Nous avons également appris l'utilisation des différents documents de maintenance qui gèrent la maintenance programmée et non programmée de la structure.

La maintenance du stabilisateur vertical de cet avion est une nouvelle génération de conception, sa facilité de maintenance en piste est due à sa haute technologie et à sa fiabilité de réparation suite aux nouveaux systèmes d'indication qui permet au pilote et au technicien de localiser la panne.

Nous espérons que nous avons atteint notre but.

## *LISTE D'ABRÉVIATION*

**AMM** : Aircraft Maintenance Manuel.

**BIT**: Built In Test.

**BUS**: Barre.

**CMM**: Component Maintenance Manuel.

**CMC** : Control Maintenance Computer.

**CPU** : Unité Centrale de traitement.

**CRM** : Compte Rendu Matériel.

**EIVMU** : Engine Inter face Vibration Monitoring Unit.

**MID** : Modulateur d'Impulsions en Durée.

**LGCIU** : Landing Gear Computer Inter face Unit.

**MFC** : Multi-Fonction Computer.

**SDAC**: System Data Acquisition Concentrator.

**WHCP**: Window Heat Control Pannel.

**WHCU**: Window Heat Control Unit.

## ملخص العمل

إن الهدف المسطر من خلال العمل الذي قمنا به يتمثل أساساً في دراسة منهجية سيادة ومراقبة هيكل الطائرة النفاثة من نوع A330-200 ولقد ساعدتنا هذه الدراسة من فهم وإستيعاب مختلف الاجراء صفا النظام هيكل. ولقد كان هدفنا المحوري لهذه الدراسة هو فهم منهجية الصيانة.

## Résumé de travail

L'objectif de notre travail est de faire une étude descriptive et d'explique comment faire la maintenance structurale pour l'avion A330-200. Grâce à une étude technologie de la structure de l'aéronef, on a pu comprendre et voir clairement leurs différentes composantes. Cependant, le but est aussi de comprendre le principe de la maintenance.

## The work resume

The objective one of our work is to make a descriptive study and of explatus how to make structural maintenance for the A330-200 plane. Thanks to a study technology of the structure of the aircraft, one could include/understand and see clearly their various components. However, the goal is also to include/understand the principle of maintenance.